

# RESUMEN

## ESTRUCTURA PARA UN DRON DE CARGA ELEVADA

El motivo de redacción de este proyecto de fin de grado es la obtención del título de Ingeniería Mecánica, ofertado por la Universidad de Cantabria.

Por otro lado, el objetivo de este proyecto será ofrecer una solución alternativa a la necesidad de izado y transporte de materiales dentro de un entorno industrial.

Buscando una solución más innovadora, se elige diseñar un dron dotado de una estructura reforzada que le permita levantar una carga máxima de 300 kilogramos.

Este dron es constituido por 7 motores, 7 hélices de 47 pulgadas de longitud, 3 fuentes de alimentación, su circuito electrónico y una estructura compuesta de un cuerpo central y 6 brazos, con sus correspondientes soportes para motores y puntos de amarre de carga.

Entre las especificaciones finales del dron se incluyen, además de su peso de izado de 300 kilogramos, una autonomía mínima de 52 minutos, una resistencia estructural aproximada de 1500 kilogramos y un peso total de 155 kilogramos.

Este documento es capaz de aportar toda la información necesaria para el diseño y desarrollo del dron, incluyendo sus planos de despiece y todos los cálculos necesarios que comprueban el correcto funcionamiento de la solución definitiva. Por otro lado, también recoge los componentes comerciales utilizados para en el montaje (motores, hélices, fuentes de alimentación...etc.).

Tanto los planos como el diseño del dron se realizan con Autocad Inventor 2020, mientras que el análisis de elementos finitos se realiza con el software Patran/Nastran.

# ABSTRACT

## DESIGN OF A HEAVYLIFT DRONE'S STRUCTURE

This final degree project has been redacted to obtain mechanical engineer's college degree, offered by Cantabria's University.

Furthermore, the principal objective of this project is apport an alternative solution to the issue of material's lift and transport inside industrial environment.

Design of a heavy-lift drone is the solution chosen according to innovation's criteria. This drone will be equipped with reinforced structure, which permit it lift 300 kilograms.

Drone will be composed of seven motors, seven forty-seven inches propellers, three batteries, electronic circuit and six arms structure, with external motor's supports and load's hooks.

Final product presents fifty-two minutes range, one thousand five hundred kilograms structural resistance and one hundred fifty-five kilograms of total weight.

This document contains all drone's design and manufacture information, included assembly drawings and all calc analysis verifications to guarantee correct drone's operation. On the other hand, includes a commercial component list oriented to drone's manufacturing (motors, propellers, batteries... etc.).

All drawings and drone design are made by Autocad Inventor's program (2020 version), whereas finite elements analysis is made with Patran/Nastran's software.

**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS  
INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN  
UNIVERSIDAD DE CANTABRIA**



***Proyecto Fin de Grado***  
**ESTRUCTURA PARA UN DRON DE CARGA  
ELEVADA**  
**(DESIGN OF A HEAVYLIFT DRONE'S  
STRUCTURE)**

Para acceder al Título de  
**GRADUADO EN INGENIERÍA MECÁNICA**

**Autor: Alejandro Tovar Ospitia**

**Tutores: Alberto Diez Ibarbia, J.F. López-Agudo Pérez**

**JULIO-2020**

# Agradecimientos

*Dedico este pequeño apartado del proyecto a agradecer a mi familia y amigos, por ser el apoyo incondicional que me ha permitido, en muchos casos, alcanzar mis mayores objetivos. Así como transmitir mi agradecimiento al personal docente perteneciente al grado de ingeniería mecánica, por transmitirme los conocimientos necesarios para desarrollarme tanto académica, como profesionalmente.*

*Por último, deseo agradecer el esfuerzo, tiempo y dedicación a mis tutores, Alberto Diez Ibarbia y Jose Francisco Lopez-Agudo Pérez, gracias por la orientación y el apoyo necesarios para llevar a cabo la redacción y defensa de éste proyecto.*

# ÍNDICE GENERAL

DOCUMENTO I. MEMORIA

DOCUMENTO II. ANEXO DE CÁLCULOS

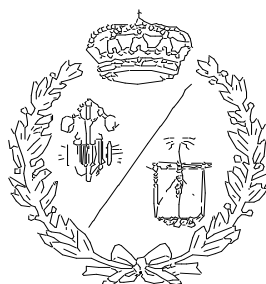
DOCUMENTO III. PLANOS

DOCUMENTO IV. PLIEGO DE CONDICIONES

DOCUMENTO V. PRESUPUESTO

**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS  
INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN**

**UNIVERSIDAD DE CANTABRIA**



***Proyecto Fin de Grado***

**DOCUMENTO I. MEMORIA**

**Autor: Alejandro Tovar Ospitia**

**Tutores: Alberto Diez Ibarbia, J.F. López-Agudo Pérez**

**JULIO-2020**

# ÍNDICE

1.	Objeto .....	1
2.	Alcance .....	1
3.	Antecedentes .....	1
4.	Normas y referencias .....	2
4.1.	Disposiciones legales y normas aplicadas .....	2
4.2.	Programas de cálculo .....	3
5.	Definiciones y abreviaturas .....	4
6.	Requisitos de diseño .....	6
7.	Análisis de soluciones .....	6
7.1.	Elección de motores .....	7
7.1.1.	Motores Brushed .....	8
7.1.2.	Motores brushless .....	8
7.1.3.	Elección de tipo de motor .....	11
7.1.4.	Motores disponibles .....	12
7.1.5.	Número de motores .....	13
7.2.	Distribución de motores .....	14
7.3.	Hélices propulsoras .....	16
7.4.	Elección de fuente de alimentación .....	17
7.4.1.	Fuente de alimentación híbrida .....	17
7.4.2.	Baterías de hidrógeno .....	18
7.4.3.	Baterías de ion-litio .....	19
7.4.4.	Baterías LiPo disponibles .....	19
7.5.	Diseño del soporte para motores .....	21
7.6.	Diseño de brazos .....	22
7.6.1.	Longitud .....	23
7.6.2.	Sección .....	24
7.6.3.	Material .....	25
7.6.4.	Modelado .....	26
7.7.	Diseño de cuerpo central .....	27
7.8.	Puntos de amarre de carga .....	29
8.	Resultados finales .....	30
9.	Planificación .....	32

10.	Presupuesto.....	34
11.	Bibliografía .....	34

## ÍNDICE DE FIGURAS

FIGURA 1.	ORGANIGRAMA DE DISEÑO.....	7
FIGURA 2.	MOTOR BRUSHED. ....	8
FIGURA 3.	MOTOR BRUSHLESS .....	9
FIGURA 4.	MOTOR BRUSHLESS INRUNNER.....	10
FIGURA 5.	MOTOR BRUSHLESS OUTRUNNER.....	10
FIGURA 6.	DISTRIBUCIÓN SUPERPUESTA COAXIAL DE MOTORES. ....	14
FIGURA 7.	DISTRIBUCIÓN SIMÉTRICA COPLANARIA. ....	15
FIGURA 8.	DISTRIBUCIÓN FINAL DE MOTORES. ....	16
FIGURA 9.	HÉLICES 47X13,1 PULGADAS. ....	16
FIGURA 10.	BATERÍA ION LITIO. ....	19
FIGURA 11.	DIMENSIONES MAD M40 C30 PRO. ....	21
FIGURA 12.	ENSAMBLAJE SOPORTE-MOTOR.....	22
FIGURA 13.	ATORNILLADO DEL MOTOR. ....	22
FIGURA 14.	BOCETO POSICIONAMIENTO MOTORES (COTAS EN MM) .....	23
FIGURA 15.	DISPOSICIÓN DE LONGITUDES. ....	24
FIGURA 16.	COMPARATIVA VISUAL DE SECCIONES CONSIDERADAS (COTAS EN MM). ....	24
FIGURA 17.	MODELADO FINAL DEL BRAZO. ....	26
FIGURA 18.	DISEÑO INICIAL DEL CUERPO. ....	27
FIGURA 19.	DISEÑO FINAL DEL CUERPO. ....	28
FIGURA 20.	PUNTOS DE AMARRE DE CARGA. ....	29
FIGURA 21.	DISEÑO FINAL.....	30

## ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 1.	TÉRMINOS UTILIZADOS DURANTE EL DOCUMENTO Y DEFINICIONES. ....	5
TABLA 2.	MOTORES BRUSHLESS DISPONIBLES Y CARACTERÍSTICAS. ....	13
TABLA 3.	BATERÍAS LIPO CONSIDERADAS PARA ALIMENTACIÓN .....	20
TABLA 4.	VALORES DIMENSIONALES Y ESTÁTICOS DE LA SECCIÓN DEL BRAZO. ....	25
TABLA 5.	MATERIALES Y CARACTERÍSTICAS (BRAZO). ....	25
TABLA 6.	CARACTERÍSTICAS DISEÑO FINAL.....	30
TABLA 7.	PLANIFICACIÓN GLOBAL DE PROYECTO (36 SEMANAS). ....	33



# 1. Objeto

La realización de este proyecto nace de la necesidad de proveer a una empresa, dedicada al sector de la construcción, de un sistema que permita tanto el izado de cargas, como el transporte de material dentro de la zona de obra.

Con la finalidad de ofrecer una solución alternativa al uso de una grúa, la cual ve comprometida su distancia de transporte de carga debido a su posicionamiento, se plantea el diseño de un dron capaz de operar con autonomía suficiente en las inmediaciones de la zona de trabajo.

# 2. Alcance

Este proyecto cubrirá los aspectos de diseño, cálculo, selección y justificación de la estructura y elementos mecánicos que componen un dron de carga elevada.

Se realizará un diseño preliminar desde cero de la estructura, desde un punto de vista geométrico, seguido de un diseño estructural mecánico y los correspondientes estudios para su correcto dimensionado.

Queda excluido de este proyecto la definición y cálculo de la instalación eléctrica y electrónica, así como los dispositivos de manejo y control, aunque se expondrán ciertas indicaciones sobre los mismos.

# 3. Antecedentes

La elevación de cargas es una labor indispensable en un gran abanico de industrias, entre ellas la de la construcción. Generalmente este trabajo es ejecutado tanto por grúas móviles como fijas.

Este proyecto busca un ámbito de aplicación para una tecnología actualmente en auge como los drones, ofreciendo una alternativa a los métodos de izado tradicionales, cubriendo no solo la labor de izado de carga, sino también su transporte, ampliando así la capacidad de trabajo de la máquina.

Al tratarse de un proyecto sobre el diseño estructural de un dron orientado a la construcción, pero que no excluirá usos de éste en otras industrias alternativas como la logística o la agrícola, se realizará un diseño generalizado versátil que le permita un trabajo óptimo en otros campos de aplicación.

## 4. Normas y referencias

### 4.1. Disposiciones legales y normas aplicadas

Respecto a las disposiciones legales se contemplan:

- Ley de seguridad aérea 21/2003 de 7 de julio.
- Ley de Régimen Jurídico de las Administraciones Públicas y del Procedimiento Administrativo Común 30/1992.
- Reglamento N°1178/2011 (Unión Europea), de 3 de noviembre de 2011, que establece los requisitos técnicos y procedimientos administrativos referentes al personal de vuelo de la aviación civil en virtud del Reglamento (CE) n o 216/2008 del Parlamento Europeo y del Consejo.
- Real Decreto 37/2001 de 19 de enero, el cual actualiza la cuantía de las indemnizaciones por daños estipuladas en la Ley 48/1960 de Navegación Aérea.
- Real Decreto 98/2009 de 6 de febrero, por el que se aprueba el Reglamento de Inspección aeronáutica.
- Real Decreto 57/2002 de 18 de enero, por el que se aprueba el Reglamento de la Circulación Aérea (RCA).
- Reglamento (UE) N°290/2012 de la Comisión de 30 de marzo de 2012, que modifica el Reglamento (UE) N°1178/2011, por el que se establecen requisitos técnicos y procedimientos administrativos relacionados con el personal de vuelo de la aviación civil en virtud del Reglamento (CE) N°216/2008 del Parlamento Europeo y del Consejo (modifica el anterior).

- Real Decreto 1398/1993, de 4 de agosto, que aprueba el Reglamento del Procedimiento para el ejercicio de la Potestad Sancionadora.
- REGLAMENTO DE EJECUCIÓN (UE) Nº923/2012 DE LA COMISIÓN de 26 de septiembre de 2012 por el que se establecen el reglamento del aire y disposiciones operativas comunes para los servicios y procedimientos de navegación aérea, y por el que se modifican el Reglamento de Ejecución (UE) Nº1035/2011 y los Reglamentos (CE) Nº1265/2007, (CE) Nº1794/2006, (CE) Nº730/2006, (CE) Nº1033/2006 y (UE) Nº255/2010.
- Orden FOM/3553/2011 de 5 de diciembre, por la que se modifica el Anexo 2 del Real Decreto 1749/1984 de 1 de agosto, por el que se aprueban el Reglamento Nacional sobre el transporte sin riesgos de mercancías peligrosas por vía aérea y las Instrucciones Técnicas para el transporte sin riesgos de mercancías peligrosas por vía aérea, para actualizar las Instrucciones Técnicas.
- Ley 48/1960 de 21 de julio, sobre Navegación Aérea.
- Decreto 416/1969 de 13 de marzo de 1969, por el que se aprueba el Reglamento del Registro de Matrícula de Aeronaves.
- Real Decreto 1749/1984 de 1 de agosto, por el que se aprueba el Reglamento sobre el Transporte sin riesgos de mercancías peligrosas por vía aérea y las Instrucciones técnicas para el transporte sin riesgos de mercancías peligrosas por vía aérea.

## 4.2. Programas de cálculo

Se realizará el cálculo de la estructura del dron tomando como base el programa de análisis de elementos finitos Patran/Nastran. Éste indicará los esfuerzos producidos en el cuerpo del dron para cada uno de los de estudio, indicando a su vez las deformaciones sufridas por la estructura. Por otro lado, este mismo software, es capaz de determinar los modos de vibración de los brazos, permitiendo así calcular sus frecuencias de resonancia para evitar averías por esfuerzos vibratorios.

Por otro lado, se hace uso del programa de diseño gráfico Autodesk Inventor para representar el diseño estructural del dron, así como el diseño de sus componentes, su ensamblaje y creación de planos del UAV.

## 5. Definiciones y abreviaturas

Se realizará una definición concisa de las abreviaturas y elementos empleados, así como se adjunta una tabla auxiliar con los símbolos y descripción de las variables utilizadas en los anexos.

- **UAV:** Siglas en inglés de vehículo aéreo no tripulado (*Unmanned Aerial Vehicle*), este término hace referencia a cualquier vehículo con capacidad de vuelo y control a distancia.
- **Carga de pago:** Concepto referido a la cantidad de peso (kilogramos) que es capaz de levantar un dron, excluyendo su peso propio.
- **Brushless:** Motor eléctrico caracterizado por la ausencia de escobillas, elemento que cumple la función de nexo entre la parte fija y móvil del motor.
- **Brushed:** Motor eléctrico que, distante al anterior, posee escobillas entre su parte fija y móvil.
- **Batería LiPo:** Tipo de batería recargable que usa la tecnología ion litio-polímero.
- **KV:** Conocido como constante de velocidad de un motor eléctrico. Indica el número de revoluciones por minuto alcanzadas al alimentar el motor con un voltio.

Se detalla en la Tabla 1 los términos utilizados durante la ejecución del documento, detallando su significado.

TABLA 1. TÉRMINOS UTILIZADOS DURANTE EL DOCUMENTO Y DEFINICIONES.

<b>Término</b>	<b>Definición</b>
E	Módulo de Young o módulo elástico.
g	Aceleración gravitatoria.
M	Momento.
F	Fuerza.
$\sigma$	Tensión de tracción o compresión.
$I_{XX}$	Momento de inercia respecto el eje X.
$I_{yy}$	Momento de inercia respecto el eje Y.
$I_g$	Momento de inercia respecto el centro de gravedad.
A	Área de un cuerpo o figura.
d	Longitud entre el centro de gravedad de una figura y el eje respecto al cual se requiere su momento de inercia.
$\sigma_{adm}$	Tensión admisible.
$\sigma_R$	Tensión de rotura o resistencia a la tracción.
$\delta$	Flecha, deformación en un punto de un cuerpo de estudio.
L	Longitud de un elemento.
$M_f$	Momento flector.
R	Fuerza de reacción en un apoyo.
y	Altura de una sección medida desde su centro de gravedad.
x	Distancia a la cual se encuentra un elemento diferencial dx.
dx	Elemento diferencial requerido para obtener el valor de la flecha en una zona específica de un cuerpo.
$\beta$	Ángulo de inclinación del eje neutro de la sección.
$P_{aire}$	Presión ejercida por una racha de viento.
$\rho_{aire}$	Densidad del aire.
v	Velocidad de una racha de viento.
p	Esfuerzo que provoca deformación en el brazo.
$k_{eq}$	Constante de rigidez equivalente de un sistema.
$\omega$	Frecuencia natural de un sistema.

## 6. Requisitos de diseño

Ante la poca oferta de drones adaptados al levantamiento de grandes cargas y una legislación cambiante respecto al uso de drones, existen pocos condicionantes de diseño a cumplir, siendo así que la mayoría de los criterios de diseño requeridos por el cliente.

Es necesario que el dron tenga las siguientes prestaciones:

- Estructuralmente, que sea capaz de levantar y transportar una carga mínima de 300 kilogramos.
- Que sea capaz de ofrecer un tiempo de servicio de al menos 45 minutos antes de interrumpir su trabajo para el cambio de baterías.
- Dimensionalmente no puede superar los 3 metros de diámetro ni el metro de altura, con la finalidad de facilitar su transporte y almacenaje.
- El peso total del dron no superará los 200 kilogramos.

## 7. Análisis de soluciones

Tras realizar un estudio de los diseños existentes para drones de cargas elevadas se elige realizar un diseño propio basado en las características de los modelos disponibles.

Buscando la sencillez del resultado final se busca preliminarmente una estructura distribuida simétricamente, con un número de brazos igual o superior a 3 para ofrecer estabilidad durante el vuelo y simplificación en los cálculos estructurales requeridos.

Primeramente, se realizará una selección de los componentes principales del dron, como motores, baterías y hélices. Tras determinar los componentes se inicia la fase de diseño de los elementos de la estructura. Todo ello se recoge en el organigrama de la Figura 1.

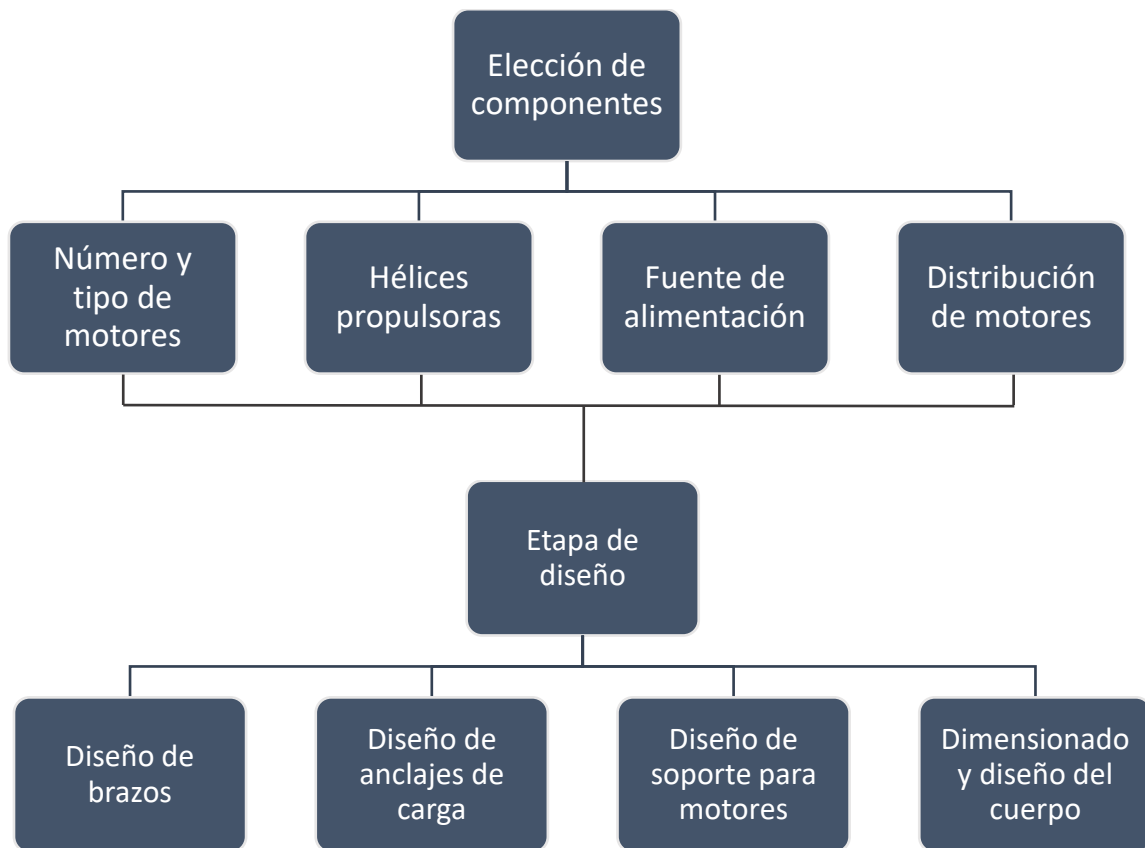


FIGURA 1. ORGANIGRAMA DE DISEÑO.

## 7.1. Elección de motores

Se busca el diseño de un dron con una capacidad de carga de 300 kilogramos, en base a ello se estima una estructura de un peso aproximado de 100 kilogramos.

Teniendo en cuenta esta estimación de peso total aproximada a propulsar por los motores (400 kilogramos) se investiga qué tipo de motores y cuántos serían necesarios para ofrecer una propulsión igual o mayor a la mencionada.

Los elementos de propulsión serán motores eléctricos, existen diferentes tipos, aunque para la ejecución de este proyecto se sopesan dos alternativas de motores propulsores.

### 7.1.1. Motores Brushed

También denominados motores con escobillas. Su aspecto es similar al representado en la Figura 2.

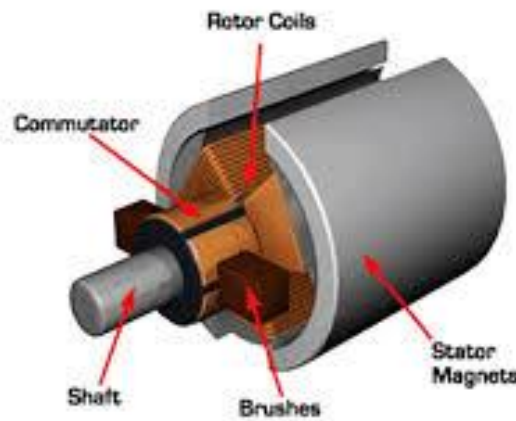


FIGURA 2. MOTOR BRUSHED.

Trabajan con corriente continua mediante el uso de elementos conectores entre estator y rotor denominados escobillas, manteniendo el flujo de energía a través de su bobinado.

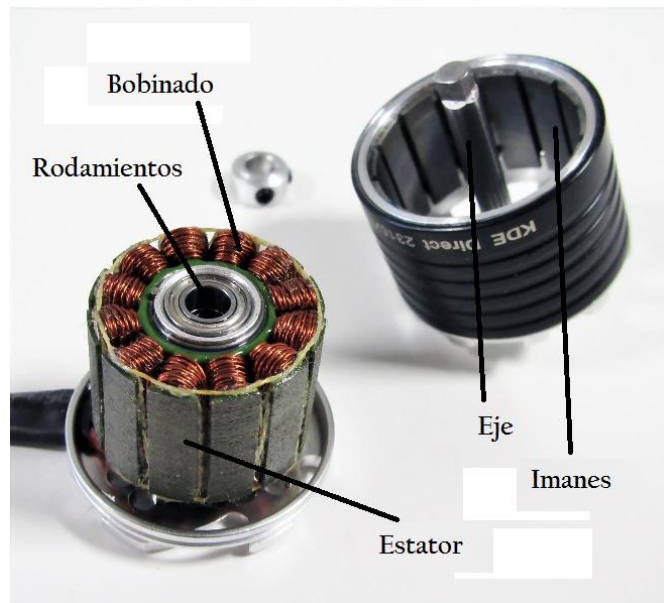
Se han tenido en cuenta ya que son comúnmente usados en la industria de los drones de competición debido a su bajo precio y su capacidad de alcanzar potencias elevadas con una fuente de alimentación adecuada sin comprometer la estabilidad durante el vuelo.

### 7.1.2. Motores brushless

Su principal característica es prescindir de las escobillas para realizar los cambios de polaridad que permiten el movimiento del rotor. Su aspecto es el representado en la Figura 3.

Realiza los cambios de polaridad gracias a la relación entre el campo magnético generado en el bobinado de su estátor con el existente en los imanes del rotor, generando fuerzas que dotan de movimiento al rotor, evitando el contacto entre ambos elementos.



*FIGURA 3. MOTOR BRUSHLESS*

Usualmente los motores eléctricos convencionales presentan un aumento de velocidad al incrementar la tensión entre sus terminales, esto conlleva un aumento de consumo. Sin embargo, en los motores brushless la corriente es independiente de la velocidad, siendo ésta definida por el parámetro KV, que indica el número de revoluciones por minuto que es capaz de llevar a cabo el motor al ser alimentado con un voltio de energía.

Existe una clasificación dentro de los motores brushless según la posición del rotor. De esta manera se diferencia entre motores brushless inrunner y outrunner.

#### 7.1.2.1. Motores inrunner

Posee su rotor en el centro y el estátor es externo tal y como se aprecia en la Figura 4. Logran el par máximo a mayores velocidades ofreciendo rendimientos elevados a altas revoluciones, por lo que su factor KV es alto.

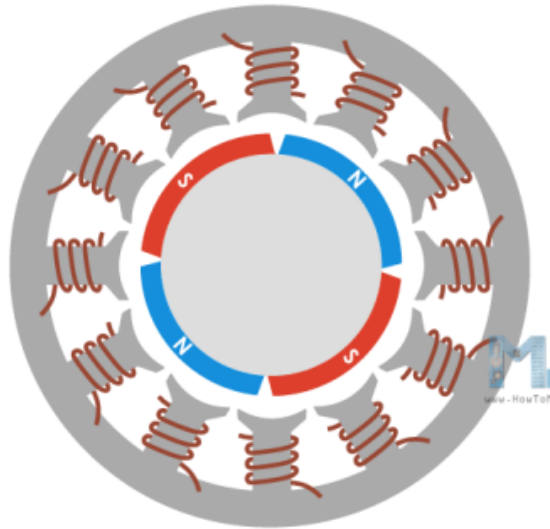


FIGURA 4. MOTOR BRUSHLESS INRUNNER.

#### 7.1.2.2. Motores outrunner

En este caso el rotor se encuentra en el exterior, rodeando al estátor, como se representa en la Figura 5. Desarrollan su par máximo con un menor número de revoluciones, son más beneficiosos que los inrunner en caso de trabajar con hélices de gran tamaño, aunque el tamaño de la hélice es limitado por el diámetro del motor, por lo que lo más beneficioso es trabajar con el tamaño recomendado por el fabricante.

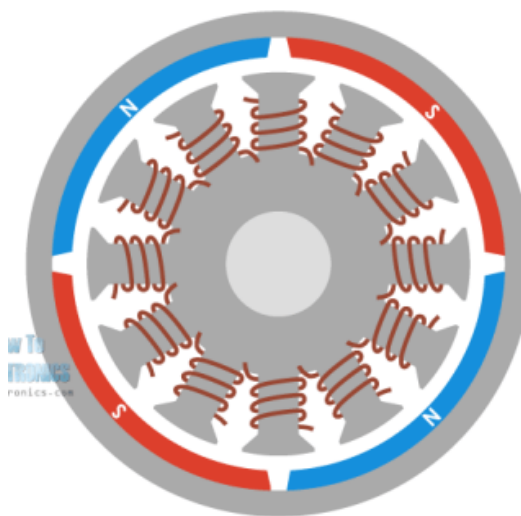


FIGURA 5. MOTOR BRUSHLESS OUTRUNNER.

### 7.1.3. Elección de tipo de motor

Se realiza una comparación de las principales prestaciones entre motores brushed y brushless.

- Vida útil

La ausencia de escobillas en motores brushless representa una ventaja respecto a los brushed. Esto es debido a que este elemento sufre un desgaste continuado durante el servicio del motor limitando su vida útil al ser sometido a altas temperaturas durante el trabajo y provocando paradas de mantenimiento y sustitución de escobillas.

- Eficiencia del motor

En este aspecto los motores brushed experimentan una eficiencia menor. Parte de la energía aportada para su trabajo se pierde venciendo las resistencias mecánicas, generando calor por fricción.

Por otro lado, los motores brushless aprovechan toda la energía de alimentación debido a su ausencia de pérdidas por fricción, beneficiando su eficiencia y prolongando la vida útil de las baterías reduciendo el consumo.

Gracias a esto un motor brushless puede duplicar las revoluciones de trabajo y tener una disipación de calor mayor que un motor brushed con la misma fuente de alimentación.

- Rango de velocidades

El motor brushed se encuentra limitado mecánicamente por las escobillas, por ello trabaja a un rango de velocidades menor que el motor brushless.

Los motores brushless trabajan a mayor rango de velocidades que los brushed si se alimentan con la misma potencia, esto es debido a la ausencia de pérdidas de energía en motores brushless originadas por fricción de escobillas.

- Relación tamaño-peso

Los motores brushed poseen una mala relación entre potencia de salida y tamaño, así como una relación moderada entre velocidad y par motor debido a la fricción que sufren durante su trabajo.

En cambio, los motores brushless mejoran a los brushed en dicha relación debido a su ausencia de partes mecánicas que limitan su funcionamiento. Además, éstos últimos se caracterizan también por tener una buena relación entre velocidad y par motor.

Se finaliza esta comparativa con la conclusión de que el tipo de motores utilizados en este proyecto son motores eléctricos brushless, ya que éstos poseen una vida útil mayor y son capaces de ofrecer unas mejores prestaciones que los motores brushed en lo que respecta a potencia de salida y energía consumida.

Dentro de los motores brushless se escoge la tipología outrunner, es decir, con el estátor posicionado en el centro. Esto es debido a que estos motores destacan por ofrecer un par de salida alto a bajo número de revoluciones, indicando que son los más adecuados ante el acoplamiento de hélices de grandes dimensiones.

#### 7.1.4. Motores disponibles

En la Tabla 2 se pueden apreciar los motores actualmente disponibles en el mercado con las características preliminares antes decididas, diseñados para levantar grandes cargas mediante el desarrollo de grandes potencias.

En esta misma tabla se detallan aspectos fundamentales de cada motor como su alimentación, dimensiones del motor, precio, su empuje máximo y elementos propulsores recomendados para producir dicha fuerza de empuje.

TABLA 2. MOTORES BRUSHLESS DISPONIBLES Y CARACTERÍSTICAS.

FABRICANTE Y MODELO	FACTOR DE VELOCIDAD	EMPUJE MÁX. (g)	POTENCIA (W)	PAR (N*m)	DIMENSIONES Ø x h (mm)	PESO (g)	ALIMENTACIÓN (Volt. / Amp.)	COSTE (€)
Mad Components M40 C30 PRO	50	70078	19325,6	47,67	151,4X81	2308	100 V / 197 Amp.	926
Mad Components M30	100	49300	13800		118X55	1450	60 V / 230 Amp.	567
T-motor U15 II	100	37000	9942	17	147,5X55	1740	60 V / 165,7 Amp.	689
T-motor U15 II	80	36500	8580	18	147,5X55	1740	60 V / 143 Amp.	689
T-motor U13 II	130	24300	5659	10	100X60	990	48 V / 117,9 Amp.	380

Se elige el motor capaz de producir el mayor empuje, en este caso el motor elegido es el Mad M40 C30 PRO, que presenta un factor de velocidad de 50 KV.

#### 7.1.5. Número de motores

Con la estimación de 400 kilogramos de empuje necesario y la especificación de empuje del motor elegido (70 kilogramos), se obtiene un número de motores necesario para cumplir con el objetivo marcado. De esta manera:

$$N^{\circ} \text{ motores} = \frac{\text{Carga}}{\frac{\text{Empuje}}{\text{C.S}}} = \frac{400}{\frac{70}{1,2}} = 6,85 \text{ motores}$$

Siendo C.S un coeficiente de seguridad de 1,2 aplicado al considerar que los motores no deben trabajar a su máximo empuje por motivos térmicos, se decide realizar una estructura compuesta por 7 motores.

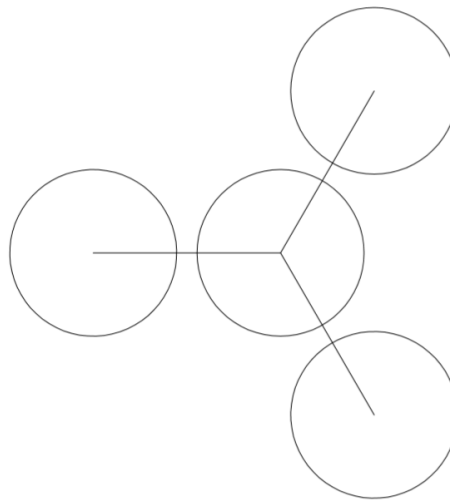
## 7.2. Distribución de motores

Basándose en criterios de los diseños observados en el mercado se busca una distribución del empuje de los motores uniforme con la finalidad de mantener un equilibrio durante el vuelo de las fuerzas propulsoras.

Por ello se elige distribuir los motores de manera simétrica, considerando que se requieren 7 motores se plantea distribuir periféricamente 6 motores y posicionar el séptimo en el centro del cuerpo como un motor auxiliar.

Teniendo en cuenta estos criterios de diseño se abordan dos opciones de posicionamiento de motores.

La primera, representada en la Figura 6, nos muestra una distribución de los 6 motores de manera multinivel, es decir, formando dos planos a alturas diferentes con 3 motores en cada plano, colocados de manera coaxial y representados por el círculo de actuación de su hélice y su centro.



*FIGURA 6. DISTRIBUCIÓN SUPERPUESTA COAXIAL DE MOTORES.*

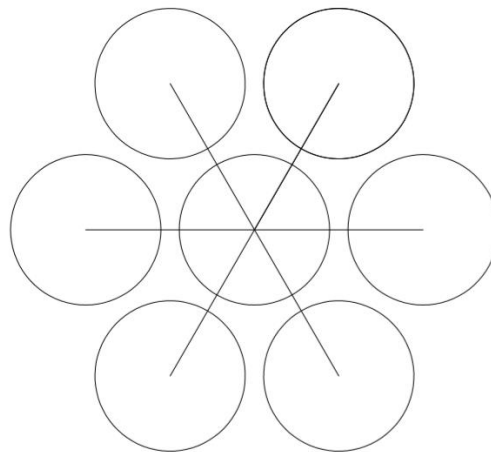
Esta tipología ofrece una principal ventaja, el bajo riesgo de colisión entre hélices conduce a una menor longitud de los brazos, disminuyendo así el peso final de la sección y su coste.

Sin embargo, la superposición de motores conlleva a una menor sustentación de los motores inferiores, impidiendo que éstos logren su empuje máximo, disminuyendo la carga máxima que el dron es capaz de

levantar. Todo ello sumado a la complejidad de su funcionamiento al cambiar el sentido de giro entre hélices superiores e inferiores para realizar movimientos horizontales y verticales hace que esta tipología sea descartada.

Por otro lado, la segunda opción es una distribución de los 6 motores de manera simétrica y coplanaria, tal y como se aprecia en la Figura 7.

A pesar de requerir una longitud mayor de brazos para evitar la colisión o superposición de las hélices, la sustentación de los elementos propulsores se producirá de manera regular, permitiendo así lograr un máximo rendimiento de los motores durante el servicio.



*FIGURA 7. DISTRIBUCIÓN SIMÉTRICA COPLANARIA.*

Por lo tanto, se elige esta última distribución como base para realizar el diseño de los componentes estructurales del dron.

Posteriormente, debido al estudio de modos de vibración realizado durante el anexo de cálculos, se adopta como solución final un punto intermedio entre las dos alternativas de distribución.

De esta manera, según se indica en la Figura 8, se resuelve posicionar los motores 1, 3 y 5 coplanarios a una distancia de 12 centímetros superior al plano formado por ellos motores 2, 4 y 6.

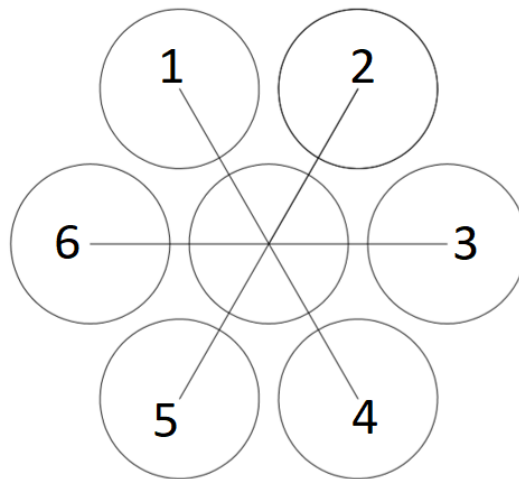


FIGURA 8. DISTRIBUCIÓN FINAL DE MOTORES.

### 7.3. Hélices propulsoras

Siguiendo con lo especificado en el apartado de elección de motores, se usará la hélice recomendada por el fabricante. De esta manera se asegura que el motor sea capaz de alcanzar su empuje máximo.

Las hélices usadas serán de 47 pulgadas de longitud con un paso de hélice de 13,1 pulgadas (aproximadamente de 1,194 m), fabricadas con fibra de carbono de alta resistencia y con una limitación de empuje de 110 kilogramos. Se representan en la Figura 9.



FIGURA 9. HÉLICES 47x13,1 PULGADAS.



## 7.4. Elección de fuente de alimentación

Se estima un consumo de cada motor de 192,7 amperios durante 60 segundos, sometidos a una tensión de 98 voltios. Se puede estimar el consumo de cada motor en amperios por hora:

$$\text{Consumo} = 192,7 \text{ A} * 60 \text{ seg} * \frac{1 \text{ h}}{3600 \text{ seg}} = 3,21 \text{ Amp} * \text{h}$$

Considerando el consumo total de la instalación, éste asciende a 22,48 Amp\*h.

Junto al consumo se impone la condición de elegir una fuente de alimentación con las menores dimensiones y el menor peso posible, esto es debido a que, tras la estructura, este elemento es el que aporta mayor peso al UAV.

Atendiendo a estos criterios se requiere considerar las siguientes alternativas.

### 7.4.1. Fuente de alimentación híbrida

Opción considerada gracias a su reciente aumento en la industria de los drones como mejor alternativa a las baterías tradicionales a términos de horas de servicio, llegando a alcanzar hasta 8 horas de vuelo ininterrumpido en caso de pequeños pesos.

Su funcionamiento es semejante al motor híbrido de la automoción y su instalación puede ser en serie (un motor que alimenta a todos los propulsores) o en paralelo (un motor por cada propulsor), en ambos casos para cada configuración de alimentación híbrida serán necesarios un motor de combustión interna y una batería de litio.

Las condiciones de instalación de una alimentación híbrida impiden que ésta sea ligera, esto sumado a que la tecnología actual impide ofrecer las condiciones de alimentación necesarias para el funcionamiento de los motores sin comprometer la función de elevado de carga provoca el descarte de esta opción.

### 7.4.2. Baterías de hidrógeno

Otra de las alternativas consideradas es utilizar como fuente de alimentación pilas de combustible de hidrógeno.

Gracias a una mayor autonomía que las baterías de litio convencionales y su compromiso con el medio ambiente, una fuente de alimentación basada en hidrógeno sería una opción interesante.

A pesar de ser una opción de alimentación con un gran potencial, al ser aún una tecnología en fase de desarrollo implica ciertos inconvenientes:

- La producción del combustible (hidrógeno) actualmente es cara al no ser una fuente primaria.
- Se producen altos costes debido a su producción, almacenamiento y suministro.
- Sus elementos se encuentran limitados por su gran tamaño al tratarse de una tecnología aún prototipada de gran tamaño, limitando su posible aplicación en drones como sistema de alimentación.
- Producir algunos componentes adaptados al tamaño de un dron supone un sobre coste de fabricación.
- Al ser una tecnología aún en desarrollo existe una escasez de proveedores al no poder competir con las tecnologías convencionales.

Actualmente se han desarrollado algunos drones alimentados con hidrógeno, aunque su capacidad de carga máxima ronda los 10 kilogramos. Esto viene limitado por el tamaño de la fuente de alimentación de hidrógeno, por ello al requerir potencias considerablemente mayores para levantar cargas muy superiores, se descarta esta fuente de alimentación para este proyecto, debido al gran tamaño que requeriría aportar toda la potencia necesaria para alimentar adecuadamente los motores del dron.

Este tipo de fuente de alimentación podría aplicarse cuando el avance tecnológico permita desarrollar fuentes de alimentación basadas en hidrógeno capaces de ofrecer una mayor potencia que las actuales.

### 7.4.3. Baterías de ion-litio

Una vez descartadas las dos opciones anteriores se opta por considerar alimentar los motores propulsores con una conexión entre baterías ion-litio recargables como las ilustradas en la Figura 10.

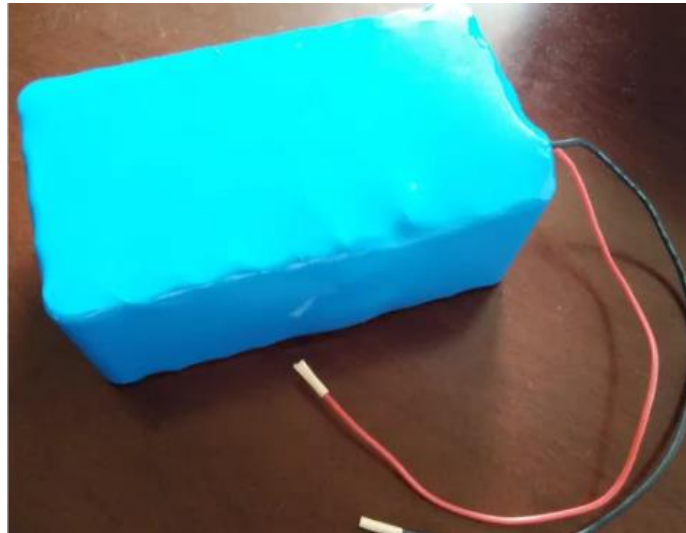


FIGURA 10. BATERÍA ION LITIO.

Actualmente existen diferentes maneras de combinar el litio, dando lugar a múltiples tipos de baterías. Para este proyecto se utilizarán baterías ion litio-polímero, también conocidas como LiPo, debido a su capacidad de voltaje por celda unitaria (4,2 voltios), notablemente mayor que el de otras baterías de ion como baterías litio-cadmio o níquel-hidruro.

### 7.4.4. Baterías LiPo disponibles

En la Tabla 3 se detallan las baterías LiPo con mayor voltaje y capacidad disponibles en el mercado, así como sus dimensiones, peso y coste.

Atendiendo a un criterio de elección de fuentes de alimentación con tamaño y pesos reducidos se eligen las baterías de Ubetter, para llevar a cabo la alimentación de los motores, con un peso de 5,4 kilogramos por batería, 60 voltios y una capacidad de suministro de 20 Ah.

TABLA 3. BATERÍAS LIPO CONSIDERADAS PARA ALIMENTACIÓN

BATERÍA	VOLTAJE (V)	CAPACIDAD (Ah)	PESO (Kg)	CORRIENTE MÁX. DESCARGA (Amp)	COSTE (€)	MEDIDAS (CM)
Battery Sir	60	60	18	120	936	30x26x14
BOOANT 16S 60V	60	21-30	9,50	30	465	39X31X20
BOOANT 23S 84V	84	32	11,50	50	910	25,5X17,5X14
GTK 60v 25ah	60	25	7,00	62	456	7X31X16
Ubetter	60	20	5,40	20	194	12X16X9

Se estima que el consumo de cada motor es de 100 voltios y 197 amperios cada 60 segundos. Calculamos el consumo por hora.

$$\text{Consumo}_{\text{MOTOR}} = I * t = 197 \text{ Amp} * \frac{60 \text{ seg}}{3600 \text{ seg}} * 1h = 3,28 \text{ Ah}$$

De esta manera el consumo de toda la instalación excluyendo los componentes electrónicos será:

$$\text{Consumo}_{\text{TOTAL}} = 3,28 \text{ Ah} * 7 \text{ motores} = 22,98 \text{ Ah} \approx 23 \text{ Ah}$$

Ante la necesidad de alimentar la instalación con 100 voltios se requiere una conexión de al menos dos baterías en serie, aumentando el voltaje. Por otro lado, se considera que los 20 Ah suministrados por las baterías pueden cubrir la demanda de los motores necesaria para cumplir con el tiempo mínimo de servicio.

Por lo tanto, se resuelve adquirir 3 baterías con una conexión en serie, aumentando el voltaje a 180 voltios con una capacidad de descarga máxima de 20 amperios por hora.

## 7.5. Diseño del soporte para motores

El soporte requerirá un diseño sencillo que proteja el perímetro del motor y permita su anclaje al brazo de manera cómoda y eficiente. Inicialmente se toman las medidas más significativas del motor de sus especificaciones (Figura 11).

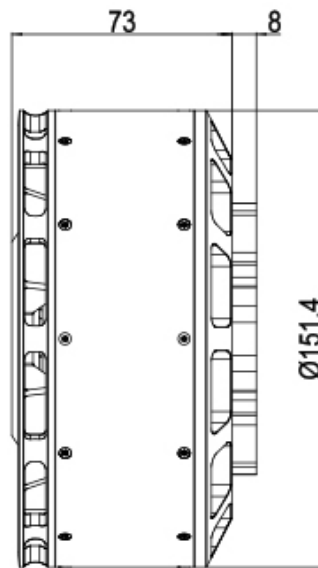


FIGURA 11. DIMENSIONES MAD M40 C30 PRO.

Con las dimensiones del diámetro y la altura condicionan el tamaño del soporte, se elige un material ligero y de alta resistencia como la fibra de carbono para asegurar una correcta fijación del motor.

De esta manera se puede apreciar en la Figura 12 el soporte que alojará el motor, un diseño sencillo de diámetro 220 milímetros y altura 120 milímetros, con un juego entre su diámetro interior y el diámetro del motor de 1 milímetro que permite flujo de aire entre ambos con la finalidad de facilitar la refrigeración del motor.

Posteriormente se realizará un ranurado con la sección elegida del brazo para realizar su montaje y fijación con resina de alta resistencia, consolidando así el ensamblaje de los brazos con los motores.

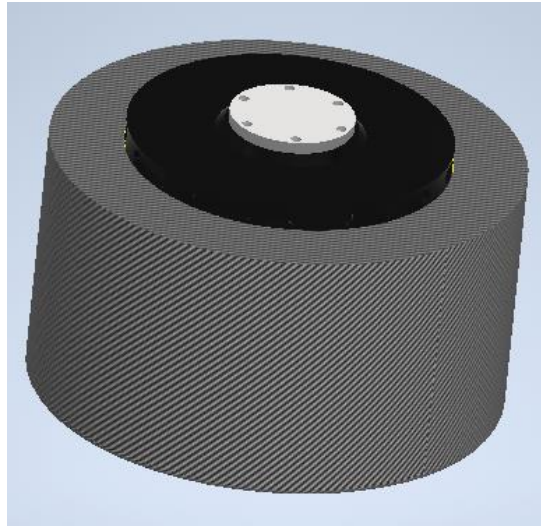


FIGURA 12. ENSAMBLAJE SOPORTE-MOTOR.

Tomando en cuenta la instalación del motor en el soporte se realizará con 6 tornillos DIN 920 métrica 6 con 25 milímetros de longitud, tal y como se muestra en la Figura 13.

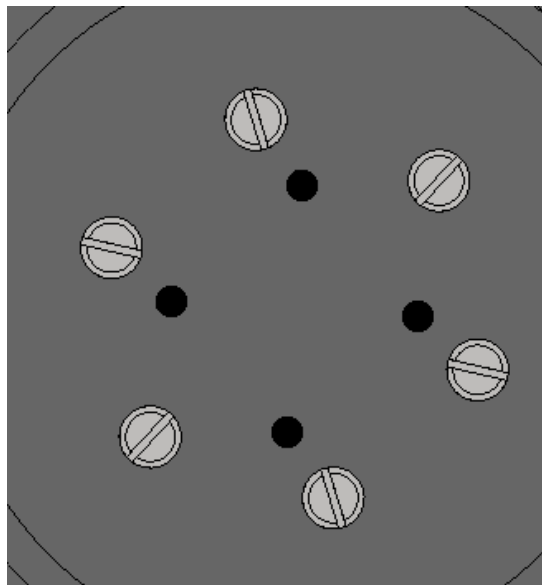


FIGURA 13. ATORNILLADO DEL MOTOR.

## 7.6. Diseño de brazos

En este apartado se dará solución a la longitud, el material y la sección que compondrán los brazos de la estructura, así como las alternativas consideradas.

### 7.6.1. Longitud

El diseño se inicia determinando la longitud que tendrá cada uno de los 6 brazos que compondrá nuestra estructura. Siguiendo lo indicado en el apartado de distribución de motores, la longitud vendrá condicionada por el tamaño de la hélice, por ello se realiza un dibujo esquemático de dos brazos colocados consecutivamente como se aprecia en la Figura 14.

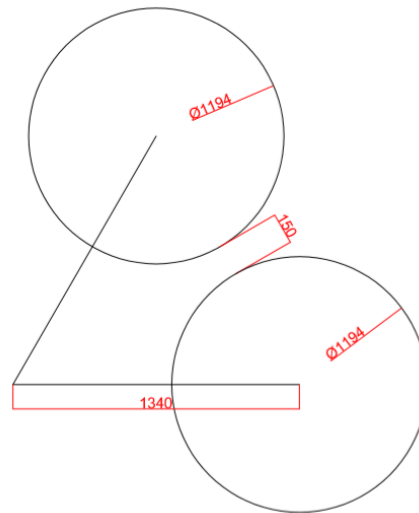


FIGURA 14. BOCETO POSICIONAMIENTO MOTORES (COTAS EN MM)

Se puede apreciar en la Figura 14 que la longitud mínima total entre el centro del dron y el eje de rotación del motor ha de ser 1,34 metros para evitar la colisión entre hélices consecutivas con una distancia de seguridad de 15 centímetros.

Esta longitud quedará distribuida entre el cuerpo, el brazo y el soporte del motor, de manera que la longitud entre centro del cuerpo y la sección de unión entre éste y el brazo será de 0,105 metros, la longitud del brazo será de 1,145 metros y la distancia entre su punto de unión y el centro del soporte motor será de 0,09 metros, cubriendo así la distancia mínima de seguridad.

Se realiza una representación preliminar de esta distribución de distancias en la Figura 15.

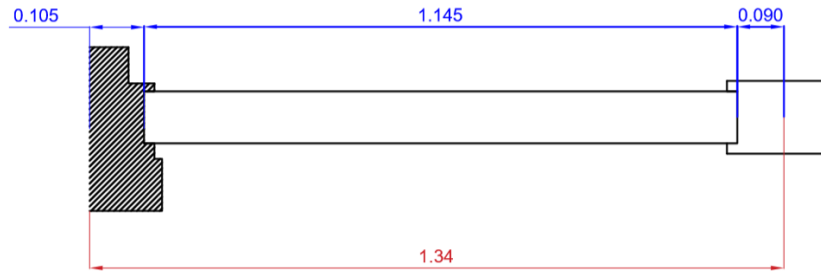


FIGURA 15. DISPOSICIÓN DE LONGITUDES.

### 7.6.2. Sección

Inicialmente se plantea elegir una sección tubular maciza, esto es debido a su óptimo comportamiento ante esfuerzos generalizados al presentar simetría en la sección e inercias iguales respecto a cualquier eje que pase por el centro.

Sin embargo, al realizar el estudio de los esfuerzos actuantes en los brazos se tiene en cuenta que los esfuerzos flectores destacan frente a los cortantes, por ello, se elige una sección que destaca por su resistencia ante esfuerzos flectores como la HEB. De esta manera, no solo se adapta la sección a los esfuerzos flectores a los cuales estará sometida, sino que, además, ofrecerá una reducción importante del material, aligerando el brazo frente a otras opciones de sección considerada, tal y como se puede apreciar en la Figura 16.

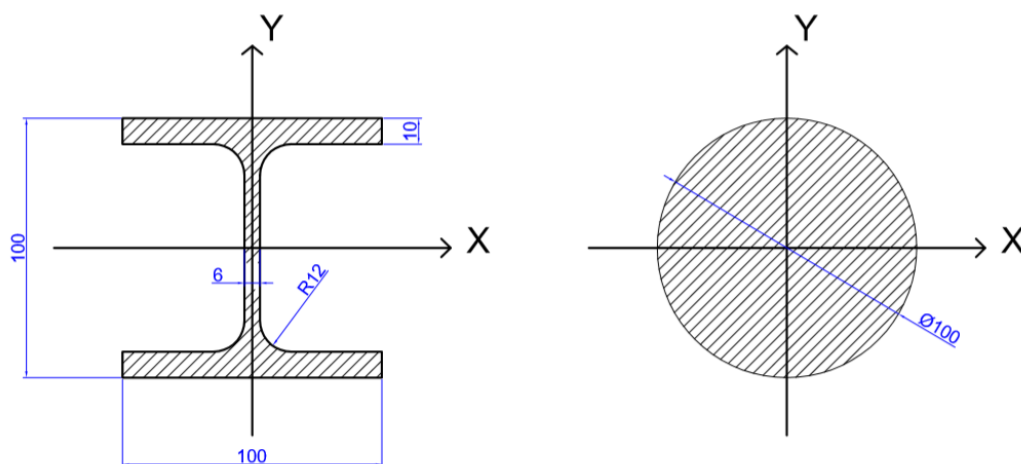


FIGURA 16. COMPARATIVA VISUAL DE SECCIONES CONSIDERADAS (COTAS EN MM).



En este caso se opta por un perfil HEB100, cuyas características principales como el área, dimensiones principales, inercia frente a sus dos ejes principales (X e Y) y sus módulos resistentes se recogen en la Tabla 4.

TABLA 4. VALORES DIMENSIONALES Y ESTÁTICOS DE LA SECCIÓN DEL BRAZO.

HEB	DIMENSIONES				ÁREA (cm <sup>2</sup> )	VALORES ESTÁTICOS			
	ALTURA (mm)	BASE (mm)	ANCHO ALA (mm)	ANCHO ALMA (mm)		INERCIA EJE X (cm <sup>4</sup> )	INERCIA EJE Y (cm <sup>4</sup> )	MÓDULO RESISTENTE EJE X (cm <sup>3</sup> )	MÓDULO RESISTENTE EJE Y (cm <sup>3</sup> )
100	100	100	10	6	26	450	167	90	34

### 7.6.3. Material

Tras ser determinadas la longitud del brazo y la sección de éste, se procede a realizar una comparativa de los materiales de fabricación considerados para el brazo en la Tabla 5.

TABLA 5. MATERIALES Y CARACTERÍSTICAS (BRAZO).

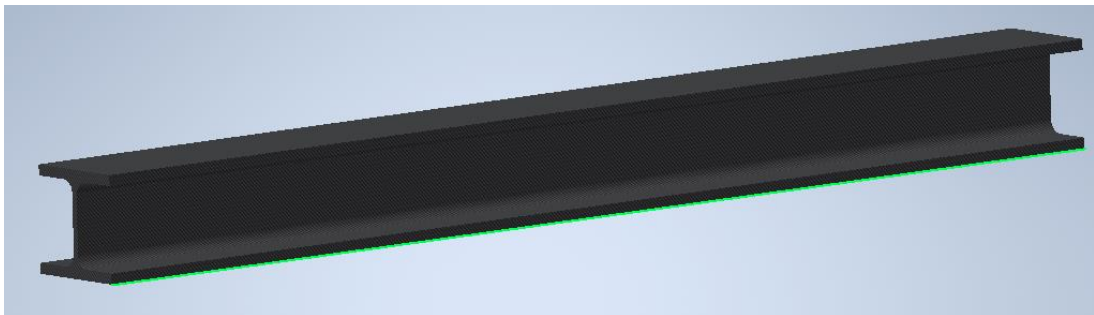
MATERIAL	DENSIDAD (kg/m <sup>3</sup> )	LÍMITE ELÁSTICO (Mpa)	RESISTENCIA A TRACCIÓN (Mpa)
Aluminio 6061	2700	55	125
Polibutileno tereftalato (PBT) reforzado con fibra de vidrio	1460	46	46
Aleación titanio $\beta$ + 13% V, 11% Cr y 3% Al	4800	1214	1290
Fibra de carbono reforzada con resina Epoxi	1430	577	577
Fibras de carbono UHM	1850	2410	2410

Atendiendo a criterios de densidad, buscando el menor peso estructural posible, se descarta el uso del aluminio 6061 y el titanio beta (éste último además queda descartado por criterios económicos). Finalmente queda descartado el polibutileno tereftalato debido a sus bajas propiedades mecánicas.

Durante el anexo de cálculos se establece que ambos tipos de fibra de carbono ofrecen las prestaciones necesarias para la fabricación de los brazos cumpliendo con los criterios de seguridad. Sin embargo, se elige la fibra de carbono reforzada con resina epoxi como material final siguiendo criterios de peso y económicos, permitiendo asegurar la resistencia de los brazos ante las solicitaciones con un menor peso y precio que las fibras UHM.

#### 7.6.4. Modelado

Una vez determinadas la sección longitud y material se presenta en la Figura 17 el brazo modelado con autodesk inventor.



*FIGURA 17. MODELADO FINAL DEL BRAZO.*

Contará con una sección HEB 100, fabricada con fibra de carbono reforzada con resina epoxi y una longitud de 1,145 metros.

## 7.7. Diseño de cuerpo central

Su principal función será guardar y proteger tanto las baterías como los componentes y el circuito electrónico, por otro lado, será el punto de convergencia de todos los brazos.

Inicialmente, se desea un diseño simétrico, distribuyendo el peso de manera uniforme respecto al centro, por ello, y al disponer de 6 brazos, se crea el cuerpo a partir de una base hexagonal prismática. El material escogido es fibra de carbono epoxi, igual que los brazos, aportando mayor ligereza estructural sin comprometer las propiedades mecánicas del cuerpo.

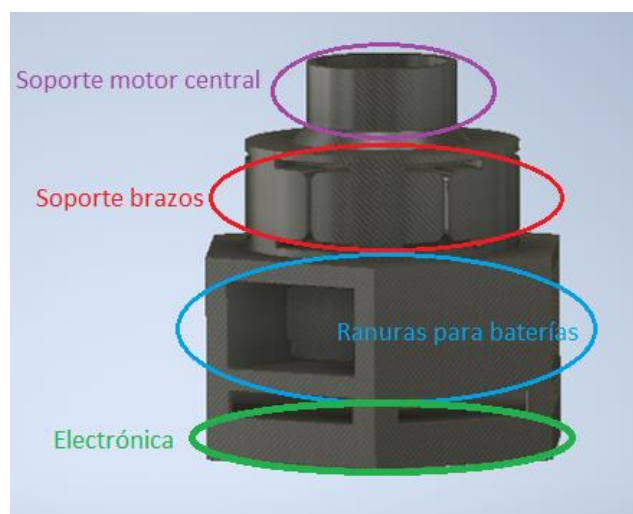


FIGURA 18. DISEÑO INICIAL DEL CUERPO.

Se aprecia el diseño preliminar del cuerpo en la Figura 18, comentando sus principales características.

Se mantiene la base prismática hexagonal como receptáculo de las 3 baterías, realizando 3 ranuras de 170 milímetros de ancho, 100 milímetros de alto y 125 milímetros de profundidad, distribuidas de manera simétrica para distribuir el peso de las baterías uniformemente.

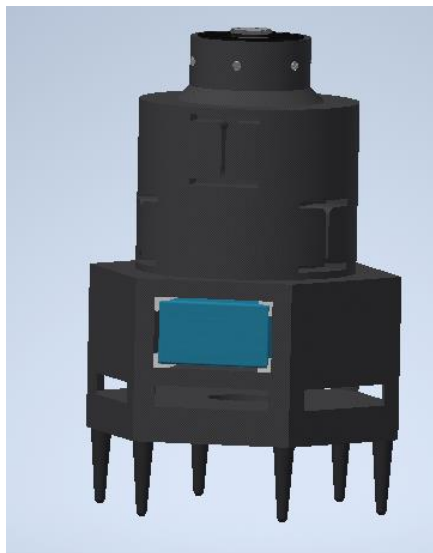
Se habilita la zona inferior del prisma hexagonal para acoger al sistema electrónico y los componentes que permitirán el funcionamiento del dron, salvaguardados por una tapa atornillada.

En el caso del diseño de la zona de unión con los brazos se diseña como un cilindro con un diámetro menor a la dimensión de su base hexagonal, de esta manera se reduce el material empleado en el cuerpo, y así su peso.

Por último, se diseña en la zona superior del cuerpo el soporte del séptimo motor, coaxial con el centro del cuerpo asegurando una distribución de su empuje simétrica en las 6 secciones del hexágono.

Posteriormente se realiza una mejora del diseño que afecta a la distribución de los puntos de unión de los brazos, el anclaje del séptimo motor y las ranuras de las baterías.

De manera que se representa en la Figura 19 el diseño final del cuerpo del dron.



*FIGURA 19. DISEÑO FINAL DEL CUERPO.*

Se modifican los siguientes puntos respecto al diseño inicial:

- Se amplía la zona soporte de los brazos, debido a que, como se ha comentado anteriormente, han de ser distribuidos a alturas diferentes 3 a 3 para evitar contacto entre brazos consecutivos en caso de entrar en resonancia mecánica.
- Se habilitan 4 soportes o railes para facilitar la correcta introducción y acoplamiento de las baterías. Esto, además, facilita su refrigeración mediante convección con el aire.

- Se realiza un atornillado auxiliar del motor central mediante 6 tornillos de métrica 10.
- Se da una inclinación de 3 grados entre la base hexagonal y el soporte de los brazos con la finalidad de facilitar la evacuación de fluidos como el agua de lluvia.
- Se habilitan 6 puntos de apoyo en la base del cuerpo.

## 7.8. Puntos de amarre de carga

Se finaliza la etapa de diseño con los amarres habilitados en los brazos para la carga.

Se procede realizar un perfil con espesor de 5 milímetros fabricado con aluminio y de dimensiones interiores iguales a la sección del brazo, colocado de tal manera que su centro de masas coincida con un punto situado a 513 milímetros desde el extremo del brazo fijado al cuerpo, coincidiendo con el centro de gravedad de la sección. Su resultado final se puede apreciar en la Figura 20.

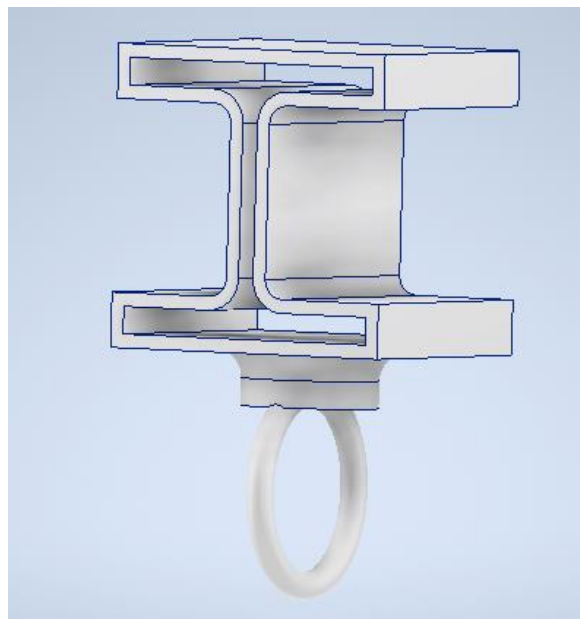


FIGURA 20. PUNTOS DE AMARRE DE CARGA.

## 8. Resultados finales

Tras el estudio y las modificaciones pertinentes del diseño preliminar se adopta como solución la estructura representada en la Figura 21.

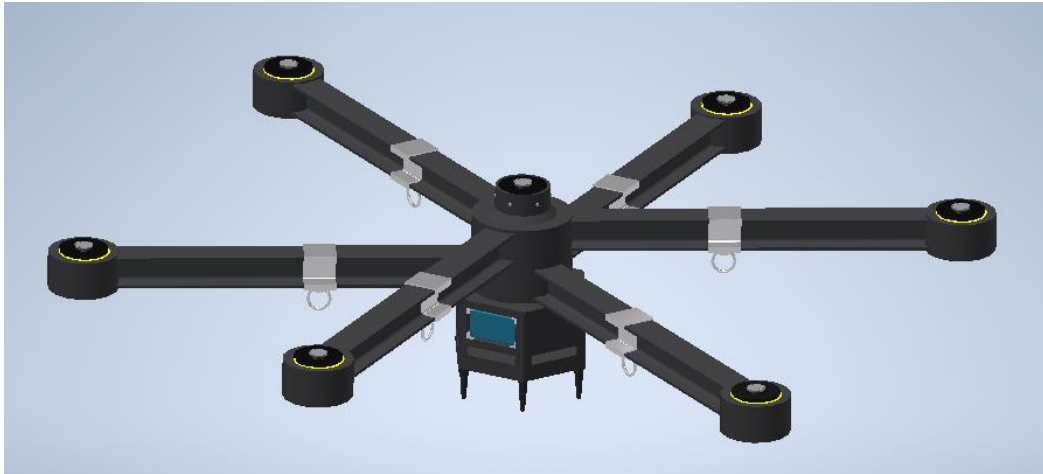


FIGURA 21. DISEÑO FINAL.

Se detalla, a continuación, las especificaciones del diseño final en la Tabla 6.

TABLA 6. CARACTERÍSTICAS DISEÑO FINAL.

Características generales	
Capacidad de carga (kg)	300
Peso total estructural (kg)	134
Peso total del dron (kg)	155
Empuje máximo (kg)	490
Tiempo mínimo de vuelo (min.)	52
Límite de carga estructural (kg)	1500
Consumo (A*h)	23
Ancho (m)	2,7
Largo (m)	2,7
Alto (m)	0,7
Voltaje de instalación (V)	180

A pesar de que se especifica que el equipo desarrolle un empuje capaz de levantar una carga de 300 kilogramos, la estructura está capacitada para levantar cargas superiores, alcanzando un máximo estimado de 1500 kilogramos.

Compuesto por 7 motores brushless alimentados por 3 baterías con corriente continua, este dron está capacitado para levantar una carga de 300 kilogramos, excluyendo el propio peso de la máquina (155 kg).

En las dimensiones se aprecia un sobredimensionado, producto de aplicar la distancia de seguridad entre brazos consecutivos, evitando así colisiones entre hélices, y coeficientes de seguridad propios de la industria aeronáutica, preservando así la realización de operaciones de acarreo dentro de los marcos de seguridad, dando lugar a una estructura de 2,7 metros de diámetro y 0,7 metros de altura.

Quedan habilitados en la estructura 6 puntos de amarre de carga, diseñados para soportar pesos máximos de 50 kilogramos cada uno, repartiendo así el peso de manera uniforme por toda la estructura.

Por último, cabe mencionar la versatilidad del diseño estructural, permitiendo al dron realizar tareas diversas fuera del campo de construcción industrial.

Como, por ejemplo, en el campo de la industria agraria, se puede incorporar como método eficaz de fumigación o dispersión de fertilizante. Su capacidad de sobrevolar con carga y su autonomía de vuelo permitirá a los agricultores cubrir grandes hectáreas de terreno, facilitando su trabajo en el campo.

Otra de las principales aplicaciones destinadas a este dron se encuentra en el ámbito de protección civil. Equipado con un visor térmico y una baliza de seguimiento este dron sería capaz no solo de encontrar personas extraviadas en bosques, o víctimas de naufragios, sino que además podría disponer de botiquín de primeros auxilios, provisiones, e incluso equiparse con una camilla para el transporte de personas en caso de extrema necesidad. Por otro lado, se puede aprovechar esa capacidad de carga en la

extinción de incendios, realizando el acarreo tanto de agua como de espuma acuosa.

Puede ser empleado, también, en el sector logístico. Con una programación suficiente y un localizador equipado en su electrónica este dron podría ser usado para el transporte y entrega de mercancías en grandes ciudades, o movimiento y distribución de materiales en campo industrial abierto.

## 9. Planificación

Será llevada a cabo por el departamento de gestión de proyectos y determinará el tiempo y los recursos que requerirá la ejecución del proyecto.

Su principal utilidad será aportar al gestor del proyecto datos que le permitan seguir de manera precisa los progresos del equipo ejecutor del proyecto, determinando los trabajos realizados, los que faltan de llevar a cabo y cuáles llevan retraso, aportando una visión global del desarrollo del proyecto.

De esta manera, se lista la duración estimada para las tareas requeridas que permitan completar el trabajo. Las relaciones entre tareas son establecidas con un diagrama de actividad de red que permite a los proyectistas identificar el camino crítico. Los cálculos temporales pueden ser realizados mediante un software de gestión de proyectos. Así, los recursos y costes de cada actividad pueden ser estimados y optimizados, alcanzando un balance para conseguir los objetivos del proyecto.

La planificación de un proyecto no es solamente una acción tomada previa a la ejecución de éste, debe evolucionar a medida que se consiguen los objetivos intermedios, actualizando adecuadamente el plan del proyecto, asegurando un correcto seguimiento de su ejecución. Esta labor recae en el gerente del proyecto.

Se presenta, a continuación, la planificación del siguiente proyecto.



TABLA 7. PLANIFICACIÓN GLOBAL DE PROYECTO (36 SEMANAS).

ACTIVIDAD	Inicio	Fin	Duración (Semanas)	SEMANA																																									
				1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36						
Planificación del diseño del dron	1	36	36																																										
Preparación del proyecto	1	1	1																																										
Reunión directiva	1	1	1																																										
Asignación del proyecto	1	1	1																																										
Diseño parámetros geométricos	2	9	8																																										
Selección de componentes	2	4	3																																										
Dimensionado estructural	5	9	5																																										
Diseño mecánico	8	19	12																																										
Análisis de momentos y esfuerzos	8	10	3																																										
Análisis elementos finitos	11	15	5																																										
Diseño estructural CAD	16	19	4																																										
Diseño eléctrico	18	24	7																																										
Prototipado y pruebas	25	34	9																																										
Fabricación	25	28	4																																										
Montaje	29	31	3																																										
Pruebas	32	34	3																																										
Redacción de documentación	35	36	2																																										
Memoria	35	35	1																																										
Anexo de cálculos	35	35	1																																										
Anexo de planos	36	36	1																																										
Presupuesto	36	36	1																																										

## 10. Presupuesto

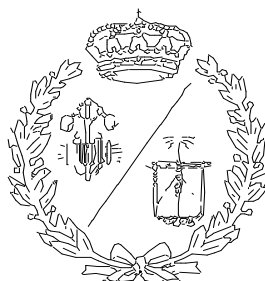
El coste de ejecución del presente proyecto, el cual incluye los gastos de diseño, fabricación y montaje de los componentes que componen el equipo, asciende a **sesenta y siete mil cuatrocientos noventa y dos euros con siete céntimos de euro (67.492,07 €)**, el cual será justificado en documento correspondiente de presupuestos.

## 11. Bibliografía

1. Figura 2. Motor brushed. Imagen explicativa recuperada de la página: <http://openaccess.uoc.edu/webapps/o2/bitstream/10609/89945/3/antoniopascualvTFM0119memoria.pdf>.
2. Figura 2. Motor brushed. Imagen explicativa recuperada de la página: <http://openaccess.uoc.edu/webapps/o2/bitstream/10609/89945/3/antoniopascualvTFM0119memoria.pdf>.
3. Figura 2. Motor brushed. Imagen explicativa recuperada de la página: <https://futurelab3d.com/how-brushless-motor-and-esc-work/>.
4. Figura 2. Motor brushed. Imagen explicativa recuperada de la página: <https://futurelab3d.com/how-brushless-motor-and-esc-work/>.
5. Figura 9. Hélices 47x13,1 pulgadas. Imagen explicativa recuperada de la página: <https://spanish.alibaba.com/product-detail/mad-fluxer-47inch-47-13-inch-matt-aircraft-propeller-big-size-for-drone-motor-62399818298.html?spm=a2700.galleryofferlist.0.0.5a876823Q6kGkz>.
6. Figura 10. Batería ion litio. Imagen explicativa recuperada de la página: [https://es.made-in-china.com/co\\_ubetterbattery/product-Rechargeable-60V-20ah-Lithium-Ion-Battery-Pack-LiFePO4-Battery-for-Electric-Vehicle\\_ryuourigg.html](https://es.made-in-china.com/co_ubetterbattery/product-Rechargeable-60V-20ah-Lithium-Ion-Battery-Pack-LiFePO4-Battery-for-Electric-Vehicle_ryuourigg.html).
7. Figura 11. Dimensiones MAD M40 C30 PRO. Imagen explicativa recuperada del catálogo colgado en la página de Mad Components: <http://openaccess.uoc.edu/webapps/o2/bitstream/10609/89945/3/antoniopascualvTFM0119memoria.pdf>.

**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS  
INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN**

**UNIVERSIDAD DE CANTABRIA**



***Proyecto Fin de Grado***

## **DOCUMENTO II. ANEXO DE CÁLCULOS**

**Autor: Alejandro Tovar Ospitia**

**Tutores: Alberto Diez Ibarbia, J.F. López-Agudo Pérez**

**JULIO-2020**

## ÍNDICE

1	Introducción.....	1
2	Hipótesis de partida.....	1
3	Criterios y procedimientos de cálculos .....	3
3.1	Dron sin carga:.....	3
3.1.1	Fibras de carbono UHM .....	3
3.1.2	Fibras de carbono/epoxi: .....	12
3.1.3	Elección de material.....	17
3.1.4	Análisis elementos finitos .....	18
3.1.5	Comparativa resultados obtenidos.....	23
3.2	Dron con carga .....	23
3.2.1	Punto de amarre en el centro de la estructura: .....	25
3.2.2	Punto de amarre en centro de gravedad del brazo.....	30
3.2.3	Elección de punto de amarre.....	35
3.2.4	Análisis elementos finitos .....	36
3.2.5	Comparativa resultados obtenidos.....	39
3.3	Dron sin carga con viento lateral .....	39
3.3.1	Procedimiento analítico .....	40
3.3.2	Análisis elementos finitos .....	50
3.3.3	Comparativa resultados obtenidos.....	53
3.4	Resultados finales.....	53
3.5	Análisis modal.....	54
3.5.1	Análisis modal mediante procedimiento analítico .....	55
3.5.2	Análisis modal mediante Patran/Nastran.....	56

## ÍNDICE DE FIGURAS

FIGURA 1.1.	DISEÑO ESTRUCTURAL PRELIMINAR. ....	1
FIGURA 1.2.	SECCIÓN ESTUDIADA O SIMPLIFICADA .....	2
FIGURA 1.3.	ESFUERZOS Y PUNTO DE APLICACIÓN (FIBRAS UHM) .....	4
FIGURA 1.4.	MODELO SIMPLIFICADO (FIBRAS UHM).....	5
FIGURA 1.5.	ESFUERZOS Y REACCIONES, MODELO SIMPLIFICADO (FIBRAS UHM).....	6
FIGURA 1.6.	LEY DE ESFUERZOS CORTANTES .....	6

FIGURA 1.7. LEY DE ESFUERZOS FLECTORES .....	7
FIGURA 1.8. LEY DE NAVIER (FLEXIÓN SIMPLE) .....	7
FIGURA 1.9. SECCIÓN REDUCIDA DEL BRAZO .....	8
FIGURA 1.10. RECTÁNGULO 1.....	8
FIGURA 1.11. RECTÁNGULO 2.....	9
FIGURA 1.12. RECTÁNGULO 3.....	9
FIGURA 1.13. CUARTO DE CÍRCULO. ....	9
FIGURA 1.14. DEFORMADA ESTIMA.....	10
FIGURA 1.15. ELEMENTO DIFERENCIAL .....	11
FIGURA 1.16. ESFUERZOS Y PUNTO DE APLICACIÓN (FIBRAS COMBINADAS CON EPOXI) .....	12
FIGURA 1.17. MODELO SIMPLIFICADO (FIBRAS CARBONO, EPOXI) .....	13
FIGURA 1.18. ESFUERZOS Y REACCIONES, MODELO SIMPLIFICADO (FIBRAS EPOXI).....	14
FIGURA 1.19. LEY DE ESFUERZOS CORTANTES.....	14
FIGURA 1.20. LEY DE ESFUERZOS FLECTORES.....	15
FIGURA 1.21. LEY DE NAVIER (FLEXIÓN SIMPLE) .....	15
FIGURA 1.22. DEFORMADA ESTIMA.....	16
FIGURA 1.23. ELEMENTO DIFERENCIAL .....	17
FIGURA 1.24. DISEÑO INICIAL .....	19
FIGURA 1.25. MALLADO .....	19
FIGURA 1.26. RESTRICCIONES DEL APOYO.....	20
FIGURA 1.27. ESFUERZOS EQUIVALENTES .....	21
FIGURA 1.28. DEFORMACIÓN PROGRESIVA DEL BRAZO.....	22
FIGURA 1.29. ESTADO TENSIONAL SEGÚN CRITERIO DE VON MISSES .....	22
FIGURA 1.30. DRON CON CARGA AMARRADA AL CENTRO DEL CUERPO. ....	24
FIGURA 1.31. CARGA DISTRIBUIDA EN LOS C.D.G DE LOS BRAZOS. ....	25
FIGURA 1.32. ESFUERZOS Y COTAS DEL BRAZO (CARGA AMARRADA AL C.D.G DEL DRON) .....	26
FIGURA 1.33. ESFUERZOS RESULTANTES (CARGA AMARRADA AL CDG DEL DRON) .....	26
FIGURA 1.34. REACCIONES EN A (CARGA AMARRADA AL CDG DEL DRON) .....	27
FIGURA 1.35. LEY DE CORTANTES.....	28
FIGURA 1.36. LEY DE ESFUERZOS FLECTORES.....	28
FIGURA 1.37. DEFORMADA ESTIMA (CARGA AMARRADA AL CDG DEL DRON).....	29
FIGURA 1.38. ELEMENTO DIFERENCIAL (CARGA AMARRADA AL CDG DEL DRON) .....	30
FIGURA 1.39. FUERZAS, POSICIONES Y COTAS (CARGA AMARRADA AL CDG DE SECCIÓN).....	31
FIGURA 1.40. RESULTANTES APLICADAS EN B (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN).....	32
FIGURA 1.41. RESULTANTES Y REACCIONES (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN).....	32
FIGURA 1.42. LEY DE ESFUERZOS CORTANTES (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN).....	33
FIGURA 1.43. LEY DE FLEXIÓN (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN) .....	33
FIGURA 1.44. DEFORMADA ESTIMA (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN) .....	34
FIGURA 1.45. ELEMENTO DIFERENCIAL (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN) .....	35
FIGURA 1.46. ESFUERZOS DEL DISEÑO .....	37
FIGURA 1.47. DEFORMACIONES PRODUCIDAS EN BRAZO .....	38
FIGURA 1.48. ESTADO TENSIONAL SEGÚN CRITERIO DE VON MISSES .....	38
FIGURA 1.49. CROQUIS EXPLICATIVO DE POSICIÓN Y DIRECCIÓN DE ESFUERZOS (CASO VIENTO LATERAL).....	40
FIGURA 1.50. ESFUERZOS Y REACCIONES PRODUCIDOS POR LOS MOTORES (PLANO YZ).....	40
FIGURA 1.51. CARGA UNIFORMEMENTE REPARTIDA (PLANO XZ) .....	41
FIGURA 1.52. REACCIONES EN BRAZO (PLANO XZ) .....	42
FIGURA 1.53. LEY DE ESFUERZOS CORTANTES (PLANO XZ).....	43
FIGURA 1.54. LEY DE FLEXIÓN (PLANO XZ).....	43

FIGURA 1.55. SECCIÓN REDUCIDA DEL BRAZO.....	44
FIGURA 1.56. RECTÁNGULO 1.....	44
FIGURA 1.57. RECTÁNGULO 2.....	45
FIGURA 1.58. RECTÁNGULO 3.....	45
FIGURA 1.59. CUARTO DE CÍRCULO.....	45
FIGURA 1.60. COMPONENTES Y MOMENTO FLECTOR.....	46
FIGURA 1.61. LEY DE NAVIER Y TENSIONES.....	47
FIGURA 1.62. DEFORMADA ESTIMA (VIENTO LATERAL).....	48
FIGURA 1.63. ELEMENTO DIFERENCIAL.....	49
FIGURA 1.64. ESFUERZOS Y APOYOS DEL BRAZO.....	50
FIGURA 1.65. DEFORMACIÓN POR VIENTO LATERAL.....	51
FIGURA 1.66. DEFORMACIÓN POR TRABAJO SIN CARGA.....	51
FIGURA 1.67. DEFORMACIÓN TOTAL.....	52
FIGURA 1.68. TENSIONES PRESENTES EN EL BRAZO.....	52
FIGURA 1.69. EQUIVALENCIA ENTRE SISTEMAS.....	55
FIGURA 1.70. DISEÑO SECCIÓN CON ESFUERZOS (DRON SIN CARGA).....	57
FIGURA 1.71. MODO DE VIBRACIÓN 1, SECCIÓN DE ESTUDIO DEFORMADA.....	58
FIGURA 1.72. MODO DE VIBRACIÓN 2, SECCIÓN DE ESTUDIO DEFORMADA.....	58
FIGURA 1.73. MODO DE VIBRACIÓN 2, SECCIÓN DE ESTUDIO DEFORMADA.....	59

## ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 1.1. COMPARATIVA FIBRAS DE CARBONO UHM/EPOXI.....	18
TABLA 1.2. COMPARATIVA ENTRE RESULTADOS OBTENIDOS.....	23
TABLA 1.3. COMPARATIVA ENTRE PUNTOS DE AMARRE.....	36
TABLA 1.4. COMPARATIVA ENTRE RESULTADOS OBTENIDOS.....	39
TABLA 1.5. COMPARATIVA ENTRE RESULTADOS OBTENIDOS.....	53
TABLA 1.6. RESULTADOS DE LOS 3 CASOS DE ESTUDIO.....	54
TABLA 1.7. MODOS, FRECUENCIAS Y DEFORMACIONES PARA BRAZO LIBRE.....	57
TABLA 1.8. VALIDACIÓN DE LOS DOS PRIMEROS MODOS DE VIBRACIÓN.....	57

# 1 Introducción

En este anexo se tratan los aspectos resistentes de la estructura, se estudia su comportamiento en las diferentes condiciones de trabajo y se analizan los esfuerzos que se producen en la estructura indicando las deformaciones alcanzadas en la misma debido a dichos esfuerzos.

Cada uno de los supuestos se compondrá de dos partes principales: un análisis mediante procedimiento analítico y un análisis utilizando el software de elementos finitos Nastran/Patran. Detallándose en ambos aspectos mecánicos fundamentales de la estructura como fuerzas, tensiones y deformaciones.

Se añade a este estudio un análisis modal ejecutado con Patran/Nastran, que calculará los modos de vibración de los brazos permitiendo determinar las frecuencias naturales de la estructura anticipando la rotura de los brazos en caso de entrar en resonancia mecánica durante el servicio.

## 2 Hipótesis de partida

Se parte de un diseño preliminar basado en un dron con cuerpo hexagonal, compuesto de 6 brazos dispuestos de manera simétrica circular según se indica en la Figura 1.1.

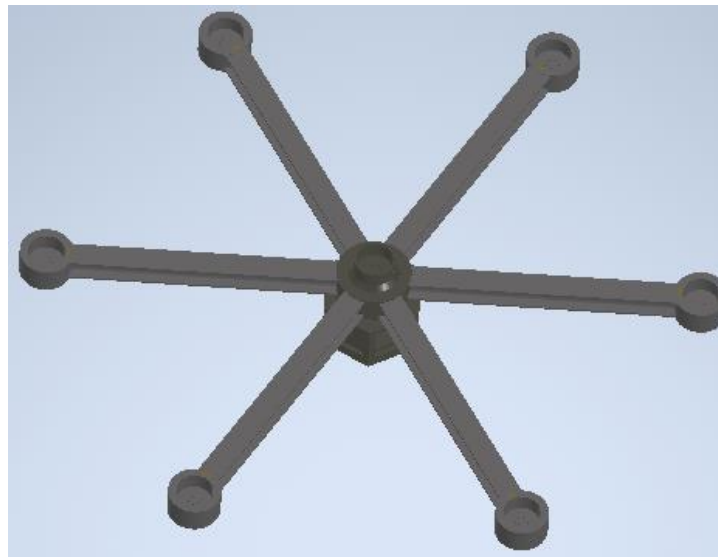


FIGURA 1.1. DISEÑO ESTRUCTURAL PRELIMINAR.

A efectos de los análisis realizados durante este anexo, se aprovechará la simetría que presenta el cuerpo para estudiar uno de los brazos, junto con su sección correspondiente del cuerpo.

Esto simplificará los cálculos y permitirá extrapolar las soluciones obtenidas al resto de brazos de la estructura.

Así, la sección de estudio será la representada en la Figura 1.2.

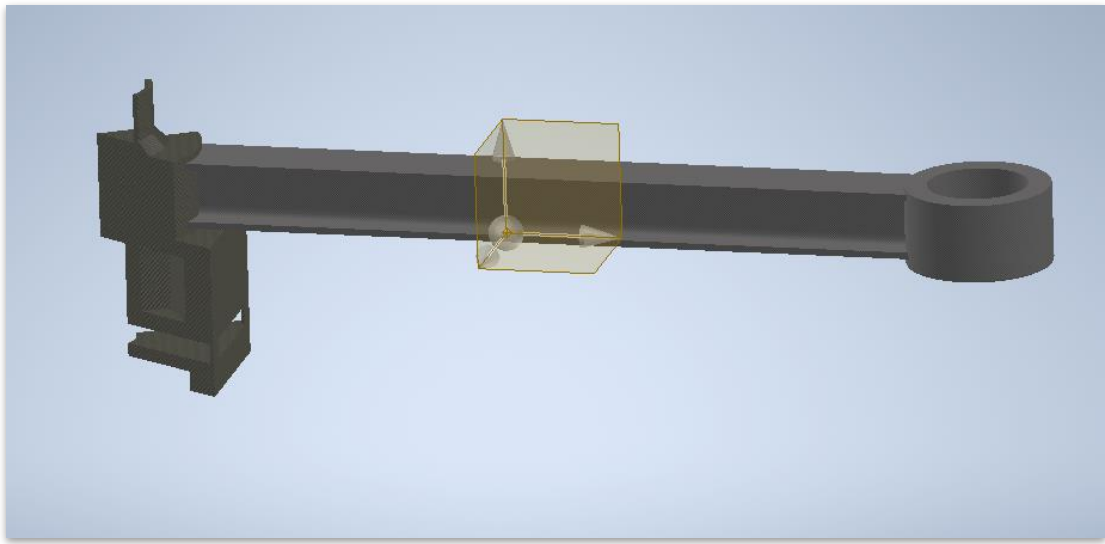


FIGURA 1.2. SECCIÓN ESTUDIADA O SIMPLIFICADA

Dentro de la Hipótesis inicial se considera que en la sección de estudio actúan las siguientes fuerzas:

- Peso propio estructural de la sección.
- Fracción del peso de baterías correspondiente a la sección.
- Peso conjunto de hélice más el motor situado en el extremo del brazo (no se considera la fracción correspondiente al peso del motor central y su hélice debido a su pequeña magnitud).
- Empuje motor situado en el extremo del brazo.
- Fracción de empuje del motor central del dron.

Además de estas solicitaciones comunes cada caso presentará esfuerzos específicos de estudio que se enunciarán al inicio de cada supuesto.



### 3 Criterios y procedimientos de cálculos

En este punto se realizará el estudio y análisis de 3 situaciones de trabajo a las que será sometido el dron, estudiando las sollicitaciones internas y deformaciones presentadas en la estructura.

Además, se dedicará un apartado al estudio de los modos de vibración del brazo, indicando las frecuencias naturales a las que podrá entrar en resonancia.

#### 3.1 Dron sin carga:

Se plantea una situación de trabajo del dron en la cual solo se requiera su despegue sin peso añadido. Para este caso se realiza a su vez un estudio para determinar qué tipo de fibra de carbono será la más adecuada para la estructura del dron atendiendo a limitaciones por sollicitaciones mecánicas y el criterio económico.

Los tipos de fibra de carbono considerados para este caso son: fibras de carbono UHM ( $E=600$  GPa) y fibras epoxi reforzadas con fibra de carbono ( $E=133$  GPa). Se considera en ambos casos una estructura sometida únicamente al empuje del motor extremo en conjunto con el motor central y el peso propio de la sección simplificada.

##### 3.1.1 Fibras de carbono UHM

Este material posee un módulo elástico significativamente superior a las fibras de carbono convencionales (600 GPa), al igual que una densidad mayor ( $1.85 \text{ g/cm}^3$ ).

Los valores de las cargas consideradas serán los siguientes:

- Peso de sección de estudio: 20.6 kg.
- Peso de baterías correspondiente a la sección: 2.7 kg.

- Peso conjunto de hélice más el motor situado en el extremo del brazo: 2.55 kg.
- Empuje motor situado en el extremo del brazo: 70 kg.
- Fracción de empuje del motor auxiliar posicionado en el centro del dron: 11.67 kg.

En la Figura 1.3 se representan las fuerzas numeradas en sistema internacional ( $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ ) y su punto de aplicación, indicando las distancias en metros.

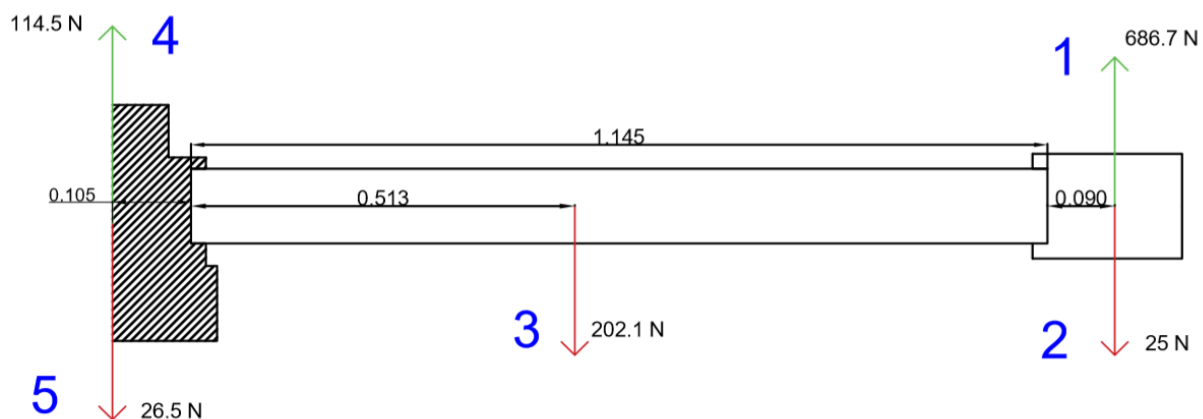


FIGURA 1.3. ESFUERZOS Y PUNTO DE APLICACIÓN (FIBRAS UHM)

Se realiza una simplificación mediante la traslación de todas las fuerzas al extremo del brazo. De esta manera el brazo del dron es capaz de asemejarse a una viga en voladizo con carga y momento actuantes en su extremo libre. Facilitando tanto los procedimientos analíticos como su diseño y cálculo con el software de elementos finitos.

Se detallan a continuación los momentos producidos por el desplazamiento de cargas al extremo, así como su sentido:

- $M_1 = 686.7 * 0,09 = 61,8 \text{ N} * \text{m}$  (antihorario).
- $M_2 = 225 * 0,09 = 2,25 \text{ N} * \text{m}$  (horario).
- $M_3 = 202,1 * (1,145 - 0,514) = 127,5 \text{ N} * \text{m}$  (antihorario).
- $M_4 = 114,5 * (0,105 + 1,145) = 143,12 \text{ N} * \text{m}$  (horario).

- $M_5 = 26,5 * (0,105 + 1,145) = 33,12 \text{ N} * m$  (antihorario).

Siendo el momento resultante:

$$M_T = M_1 + M_5 + M_3 - M_2 - M_4 = 77,05 \text{ N} * m \text{ (antihorario)}$$

Por otro lado, la resultante de las fuerzas tiene como valor:

$$R_T = F_1 + F_4 - F_2 - F_3 - F_5 = 547,6 \text{ N}$$

Se representa en la Figura 1.4 ambos esfuerzos indicando su magnitud y sentido. Se procede a realizar el procedimiento analítico de los esfuerzos y las deformaciones.

Posteriormente, se partirá de este caso simplificado al realizar el diseño en el programa de elementos finitos Patran/Nastran.

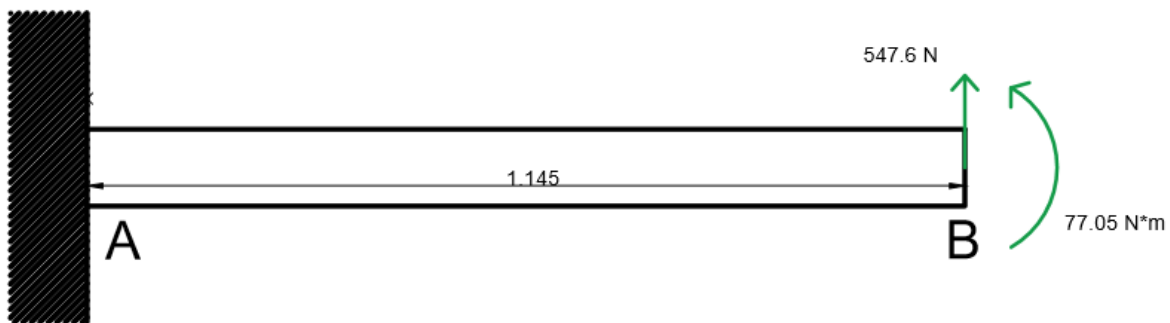


FIGURA 1.4. MODELO SIMPLIFICADO (FIBRAS UHM)

### 3.1.1.1 Estudio de esfuerzos y deformaciones mediante procedimiento analítico:

Teniendo en cuenta los esfuerzos de la Figura 1.4 se calculan las reacciones en el apoyo empotrado A.

El momento reacción se determina mediante la ecuación estática de suma de momentos en el apoyo.

$$\sum M_A = 0$$

$$M_A - 77,05 - 547,6 * 1,145 = 0$$

$$M_A = 704,05 \text{ N} * m$$

De igual manera se utiliza otra ecuación de la estática para calcular la reacción vertical en la sección A:

$$\sum F_V = 0$$

$$R_A - 547,6 = 0$$

$$F_A = 547,6 \text{ N}$$

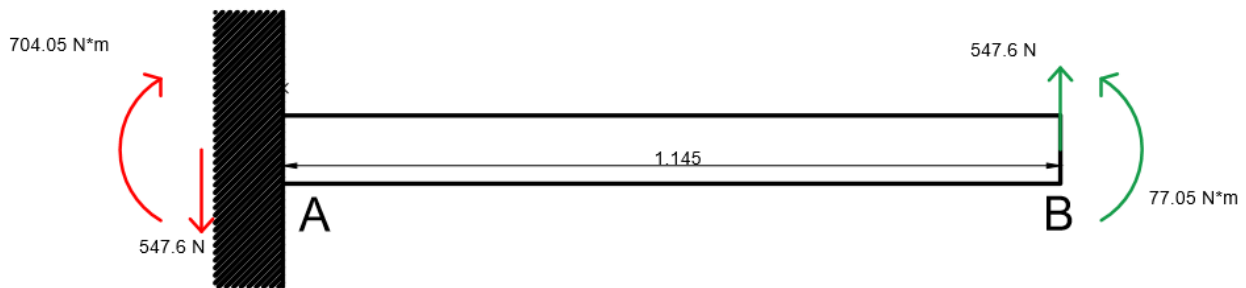


FIGURA 1.5. ESFUERZOS Y REACCIONES, MODELO SIMPLIFICADO (FIBRAS UHM)

Se pueden apreciar ambos esfuerzos reacción en la Figura 1.5. El siguiente paso es dibujar y acotar las leyes de esfuerzos actuantes en el brazo.

Posteriormente se determina la tensión admisible de la sección y la deformada estima del brazo debido a los esfuerzos.

- Ley de esfuerzos cortantes

Presenta un valor constante de 547,6 Newtons, según se indica en la Figura 1.6.

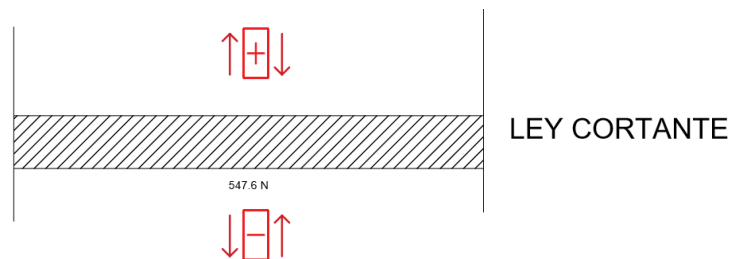


FIGURA 1.6. LEY DE ESFUERZOS CORTANTES

- Ley de esfuerzos flectores

Ofrece un valor máximo de 704,05 N\*m en la unión entre el brazo y el cuerpo del dron, este valor descende al alejarse de la sección de unión hasta un valor mínimo de 77,05 N\*m. en el extremo, tal y como se aprecia en la Figura 1.1.

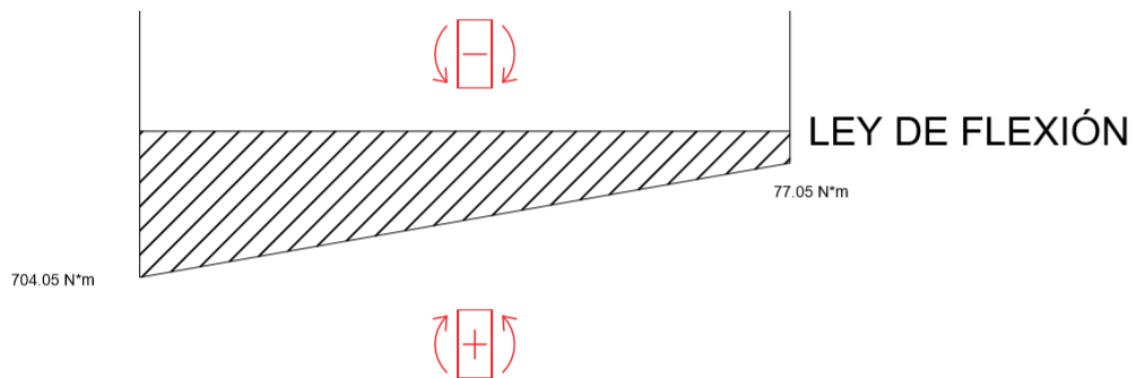


FIGURA 1.7. LEY DE ESFUERZOS FLECTORES

- Tensión admisible

Se determina gracias a la ley de Navier, la cual se encuentra representada en la Figura 1.8 para un caso de flexión simple, junto a la sección del brazo acotada en milímetros.

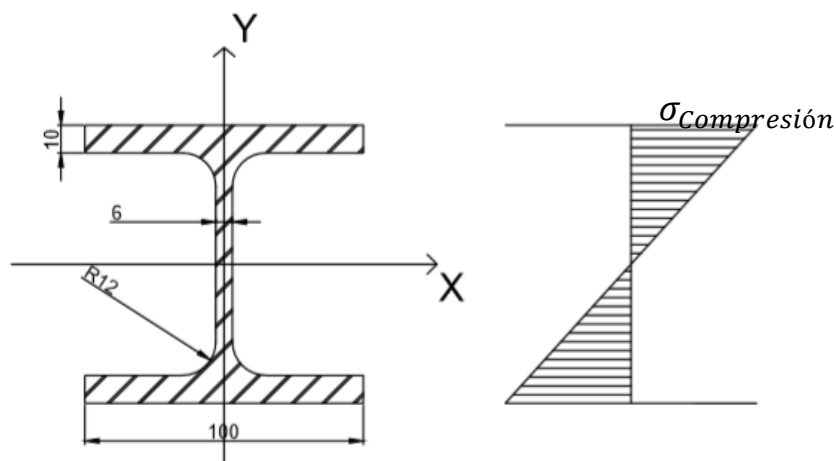


FIGURA 1.8. LEY DE NAVIER (FLEXIÓN SIMPLE)

Antes de aplicar la ley de Navier, es necesario conocer la inercia de la sección de estudio, representada en la Figura 1.9, respecto el eje X. Ésta puede determinarse de manera sencilla calculando la inercia de un cuarto de la sección, aprovechando la simetría, y multiplicando, logrando la inercia de la sección completa.

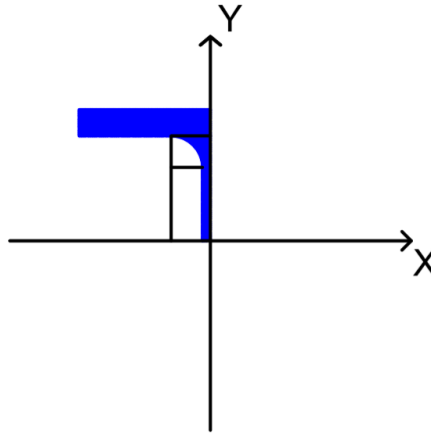


FIGURA 1.9. SECCIÓN REDUCIDA DEL BRAZO

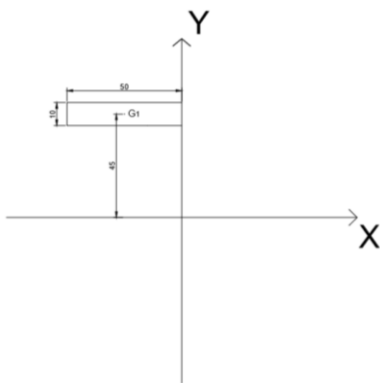
Se calcula el momento total respecto el eje X como el sumatorio siguiente:

$$I_{XX \frac{1}{4} \text{ sección}} = I_{XX1} + I_{XX2} - I_{XX3} - I_{XX4}$$

Aplicando el teorema de Steiner para calcular todas las inercias respecto al eje X. (Figura 1.10, Figura 1.11, Figura 1.12 y Figura 1.13).

$$\text{Teorema de Steiner: } I_X = I_G + A * d^2$$

Siendo  $I_G$ , el momento de inercia respecto al centro de gravedad del área estudiada, A la magnitud de dicha área y d la distancia entre el centro de gravedad y el eje correspondiente.



$$I_{XX1} = \frac{1}{12} * 50 * 10^3 + 50 * 10 * (45)^2$$

$$I_{XX1} = 1016666.67 \text{ mm}^4$$

FIGURA 1.10. RECTÁNGULO 1.

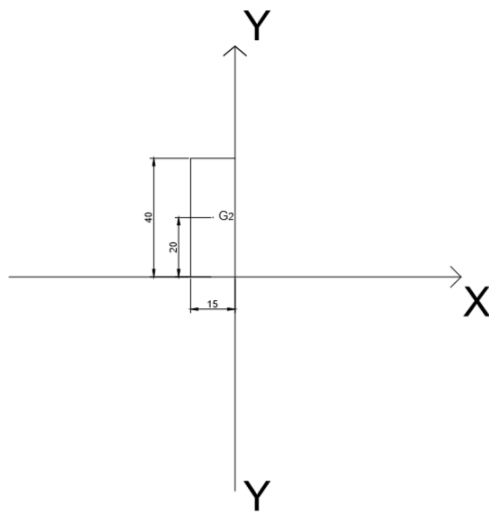


FIGURA 1.11. RECTÁNGULO 2.

$$I_{XX2} = \frac{1}{12} * 15 * 40^3 + 15 * 40 * (20)^2$$

$$I_{XX2} = 320000 \text{ mm}^4$$

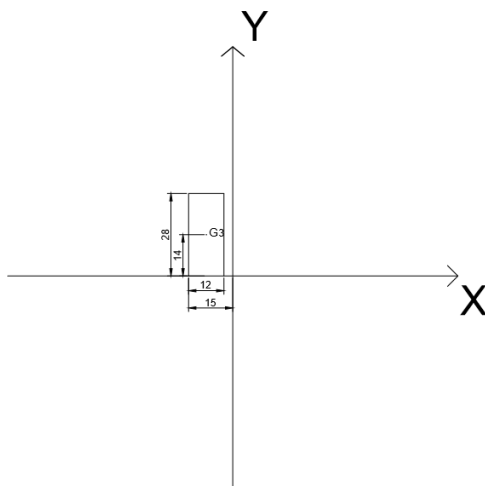


FIGURA 1.12. RECTÁNGULO 3.

$$I_{XX3} = \frac{1}{12} * 12 * 28^3 + 12 * 28 * (14)^2$$

$$I_{XX3} = 87808 \text{ mm}^4$$

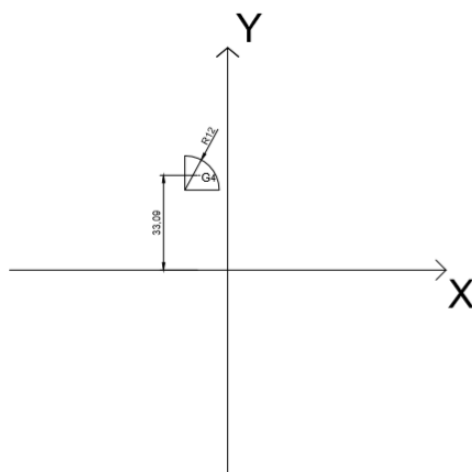


FIGURA 1.13. CUARTO DE CÍRCULO.

$$I_{XX4} = \frac{1}{16} * \pi * 12^4 + \frac{\pi * 12^2}{4} * (33.093)^2$$

$$I_{XX4} = 127929.7 \text{ mm}^4$$

$$I_{XX \frac{1}{4} \text{ sección}} = 1016666,67 + 320000 - 87808 - 127929,7 = 1120928,97 \text{ mm}^4$$

$$I_{XX \text{ TOTAL}} = 4 * 1120928,97 = 4483715,88 \text{ mm}^4 = 4,484 * 10^{-6} \text{ m}^4$$

Por otro lado, una vez se ha determinado la inercia de la sección, se especifica el valor de  $\sigma_{Adm}$ , eligiendo la resistencia mecánica de las fibras UHM (2410 MPa) y dividiendo dicho valor por un coeficiente de seguridad elegido de 3:

$$\sigma_{Adm} = \frac{2410 * 10^6}{3} = 803,33 * 10^6 \text{ Pascales}$$

Se sustituyen los valores de tensión admisible, inercia de la, momento flector máximo (704,05 N\*m) y la "y" máxima (0.05 m) en la ley de Navier, comprobando que se cumpla la inecuación, esto nos indicará si el material y la sección elegidos soportan las condiciones de servicio:

$$\sigma_{Adm} \geq \frac{M_{f \text{ máx}}}{I_{xx}} * y_{\text{máx}}$$

$$803,33 * 10^6 \text{ Pascales} \geq \frac{704,05}{4,484 * 10^{-6}} * 0.05$$

$$803,33 * 10^6 \text{ Pascales} \geq 7,85 * 10^6 \text{ Pascales}$$

- Deformada estima

En la Figura 1.14 se muestra una deformada aproximada según los esfuerzos presentes en el brazo.



FIGURA 1.14. DEFORMADA ESTIMA



Se calcula el valor máximo presentado por la deformada en su extremo con el método de cálculo de flechas por Mohr.

$$\delta_B = \frac{1}{EI} * \int_0^L M_f * (L - x) * d_x$$

Siendo E el módulo de Young (fibras UHM), I la inercia de la sección antes calculada, L la longitud del brazo,  $M_f$  la ley de momento flector del brazo y  $x$  la distancia entre un elemento diferencial respecto al cuerpo del dron, como se indica en la Figura 1.15.

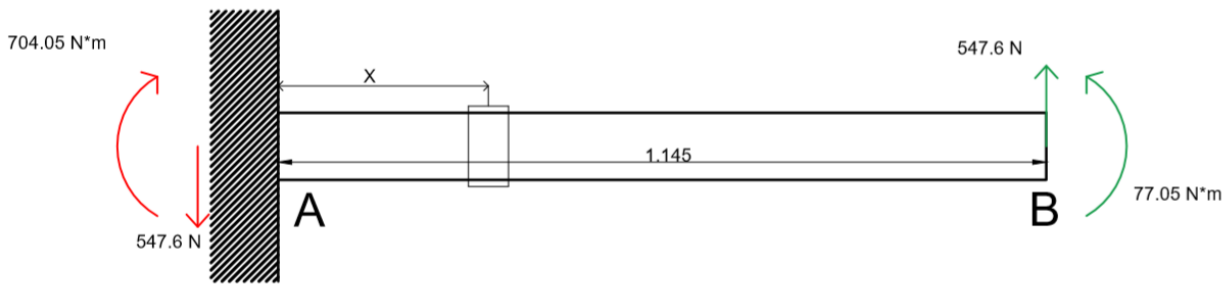


FIGURA 1.15. ELEMENTO DIFERENCIAL

Primero ha de determinarse la ley de flexión en función de la distancia ( $x$ ) de un elemento diferencial  $dx$  respecto al apoyo fijo.

$$M_f = 704,05 - 547,6x$$

Resolvemos la integral teniendo en cuenta que el módulo de Young de las fibras es 600 GPa, la inercia de la sección es  $4,484 * 10^{-6} m^4$  y la longitud del brazo es de 1,145 metros:

$$\delta_B = \frac{1}{6 * 10^{11} * 4,484 * 10^{-6}} * \int_0^{1,145} (704,05 - 547,6x) * (1,145 - x) * d_x$$

$$\delta_B = 1,21 * 10^{-4} m$$

Con esto se finaliza el análisis manual de la estructura considerando que la misma se fabrica con fibras de carbono UHM.

### 3.1.2 Fibras de carbono/epoxi:

En este caso se elige un material más ligero (densidad de  $1,43 \text{ g/cm}^3$ ) y económico, pero con un módulo elástico menor (133 GPa).

Las cargas actuantes consideradas son similares al ejemplo anterior exceptuando el peso de la sección estudiada:

- Peso de sección de estudio: 16 kg.
- Peso de baterías correspondiente a la sección: 2.7 kg.
- Peso conjunto de hélice más el motor situado en el extremo del brazo: 2.55 kg.
- Empuje motor situado en el extremo del brazo: 70 kg.
- Fracción de empuje del motor auxiliar posicionado en el centro del dron: 11.67 kg.

En la Figura 1.16 se muestran los esfuerzos actuantes en el brazo en newtons, su punto de aplicación y las cotas en metros.

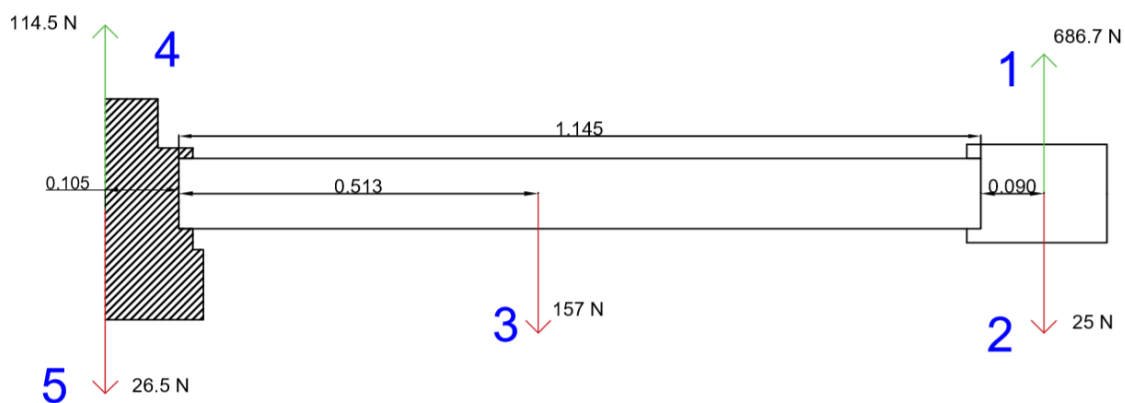


FIGURA 1.16. ESFUERZOS Y PUNTO DE APLICACIÓN (FIBRAS COMBINADAS CON EPOXI)

Se trasladan las cargas al extremo como fuerzas más momentos, simplificando el modelo como en el apartado anterior.

Los momentos calculados por el desplazamiento de cargas y sus sentidos son los siguientes:

- $M_1 = 686.7 * 0,09 = 61,8 \text{ N} * \text{m}$  (antihorario).
- $M_2 = 225 * 0,09 = 2,25 \text{ N} * \text{m}$  (horario).
- $M_3 = 157 * (1,145 - 0,514) = 99 \text{ N} * \text{m}$  (antihorario).
- $M_4 = 114,5 * (0,105 + 1,145) = 143,12 \text{ N} * \text{m}$  (horario).
- $M_5 = 26,5 * (0,105 + 1,145) = 33,12 \text{ N} * \text{m}$  (antihorario).

De esta manera se calcula el momento resultante como:

$$M_T = M_1 + M_5 + M_3 - M_2 - M_4 = 48,55 \text{ N} * \text{m} \text{ (antihorario)}$$

La resultante de las fuerzas se calculará con un sumatorio de las mismas en dirección vertical:

$$R_T = F_1 + F_4 - F_2 - F_3 - F_5 = 592,7 \text{ N}$$

Tras estos cálculos se representa en la Figura 1.17 el modelo simplificado con sus fuerzas en el punto B, indicando magnitud y sentido.

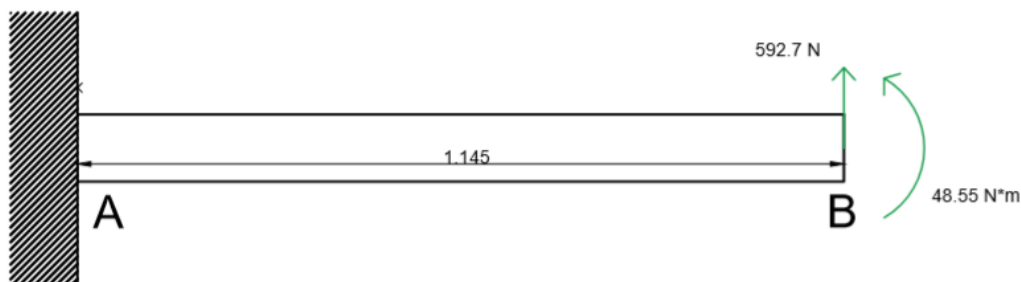


FIGURA 1.17. MODELO SIMPLIFICADO (FIBRAS CARBONO, EPOXI)

### 3.1.2.1 Estudio de esfuerzos y deformaciones con procedimiento analítico

Como en el caso anterior se aplican ecuaciones de la estática en la sección A. De esta manera se empieza determinando el momento reacción en A:

$$\sum M_A = 0$$

$$M_A - 48,55 - 592,7 * 1,145 = 0$$

$$M_A = 727,2 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Luego se calcula la reacción vertical en A como suma de esfuerzos verticales:

$$\sum F_V = 0$$

$$R_A - 592,7 = 0$$

$$F_A = 592,7 \text{ N}$$

En la Figura 1.18 se representa el brazo con sus esfuerzos simplificados y sus reacciones en la sección de apoyo A.

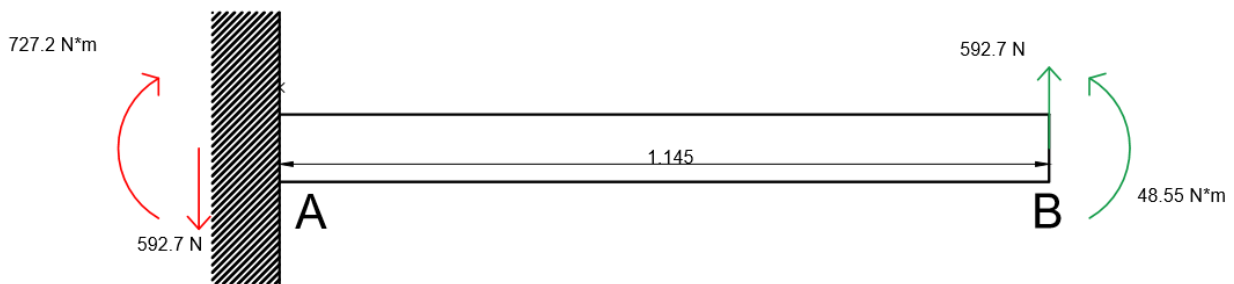


FIGURA 1.18. ESFUERZOS Y REACCIONES, MODELO SIMPLIFICADO (FIBRAS EPOXI)

Conociendo estos esfuerzos se representan las leyes de esfuerzos cortantes y flectores, se determina las deformaciones máximas del brazo y si es capaz de soportar las condiciones de servicio.

- Ley de esfuerzos cortantes

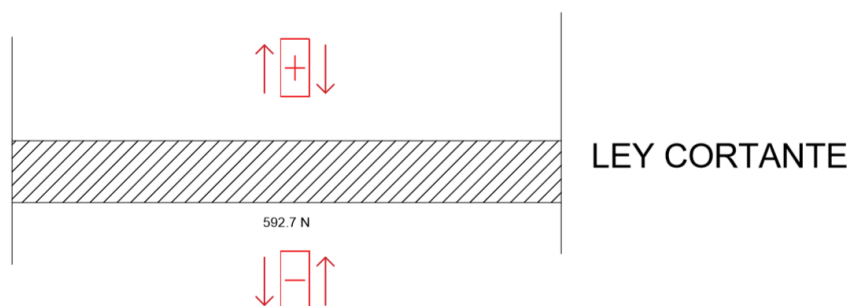


FIGURA 1.19. LEY DE ESFUERZOS CORTANTES

En la Figura 1.19 queda representada una ley de cortante constante en todo el brazo de magnitud 592,7 Newtons.

- Ley de esfuerzos flectores

De igual manera que en el apartado anterior, en la Figura 1.20, se presenta una ley descendente a lo largo del brazo, con máximo en la sección A ( $727,2 \text{ N}\cdot\text{m}$ ) y mínimo en B ( $48,55 \text{ N}\cdot\text{m}$ ).

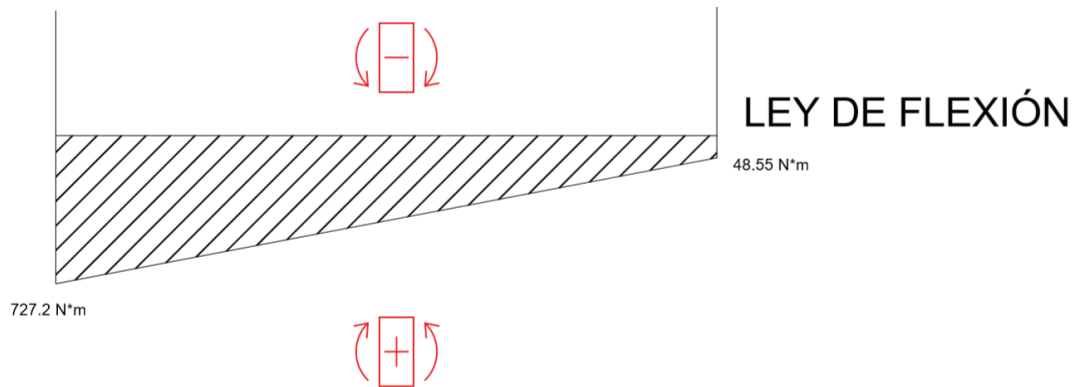


FIGURA 1.20. LEY DE ESFUERZOS FLECTORES

- Tensión admisible

En la Figura 1.21 se muestra la ley de Navier que afecta a la sección A, junto con la sección de apoyo con sus cotas en milímetros.

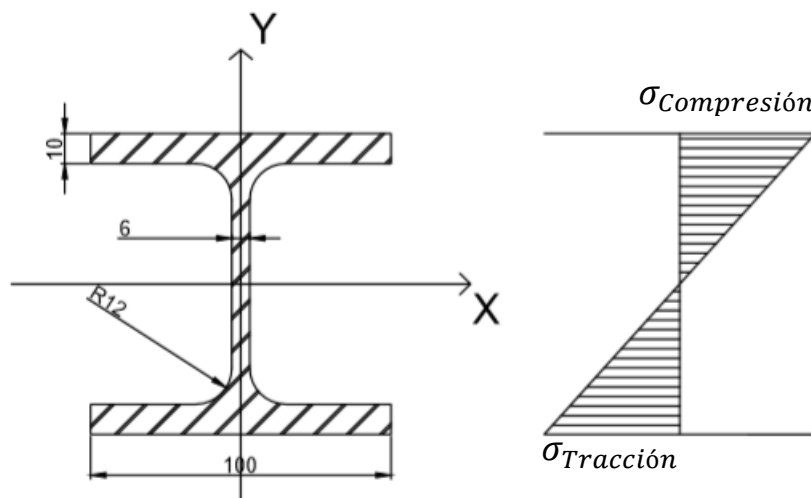


FIGURA 1.21. LEY DE NAVIER (FLEXIÓN SIMPLE)

Se establece el valor de  $\sigma_{Adm}$ , usando la tensión de rotura del material ( $577 \text{ MPa}$ ) dividido entre un coeficiente de seguridad de 3:

$$\sigma_{Adm} = \frac{577 * 10^6}{3} = 192,33 * 10^6 \text{ Pascales}$$

Una vez determinada la tensión admisible la comparamos con el valor de tensión máxima que presenta el brazo en este caso, para ello sustituimos en la fórmula de Navier el momento flector máximo (727,2 N\*m), la inercia de la sección calculada en el apartado anterior ( $4,484 * 10^{-6} m^4$ ) y la altura máxima de la sección ( $y=0,05 m$ ).

$$\sigma_{Adm} \geq \frac{M_{f\text{máx}}}{I_{xx}} * y_{\text{máx}}$$

$$192,33 * 10^6 \text{ Pascales} \geq \frac{727,2}{4,484 * 10^{-6}} * 0.05$$

$$192,33 * 10^6 \text{ Pascales} \geq 8,11 * 10^6 \text{ Pascales}$$

Se puede afirmar que el brazo trabaja dentro del umbral de tensiones admisibles.

- Deformada estima

En la Figura 1.22 se muestra una imagen aproximada a la forma que adopta el brazo al someterse a los esfuerzos estudiados.



FIGURA 1.22. DEFORMADA ESTIMA

Se determina la deformación máxima en el extremo del brazo con el método de Mohr:

$$\delta_B = \frac{1}{EI} * \int_0^L M_f * (L - x) * dx$$

Siendo E el módulo de Young (fibras Epoxi), I la inercia de la sección antes calculada, L la longitud del brazo,  $M_f$  la ley de momento flector del brazo y  $x$  la distancia entre un elemento diferencial ( $dx$ ) respecto al cuerpo del dron, como se indica en la Figura 1.23.

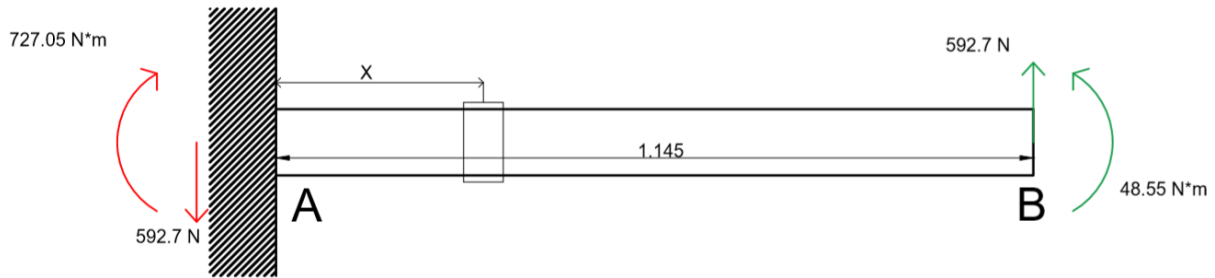


FIGURA 1.23. ELEMENTO DIFERENCIAL

En este caso la ley de flexión respecto el elemento diferencial  $x$  es:

$$M_f = 727,05 - 592,7x$$

Se resuelve la integral teniendo en cuenta que el módulo de Young de las fibras es 133 GPa, la inercia de la sección es  $4,484 * 10^{-6} m^4$  y la longitud del brazo es de 1,145 metros:

$$\delta_B = \frac{1}{1,33 * 10^{11} * 4,484 * 10^{-6}} * \int_0^{1,145} (727,05 - 592,7x) * (1,145 - x) * dx$$

$$\delta_B = 5,505 * 10^{-4} m$$

### 3.1.3 Elección de material

Se realiza una comparación entre los materiales en la Tabla 1.1, con la finalidad de elegir el material que compondrá el cuerpo y los brazos del dron.

TABLA 1.1. COMPARATIVA FIBRAS DE CARBONO UHM/EPOXI

	Fibras de carbono UHM	Fibras de carbono con Epoxi
<b>Momento flector máximo (N*m)</b>	704,05	727,2
<b>Tensión admisible (MPa)</b>	803,33	192,33
<b>Tensión máxima (MPa)</b>	7,85	8,11
<b>Deformación máxima (m)</b>	$1,21 * 10^{-4}$	$5,51 * 10^{-4}$

Al comprobarse que no existe limitación desde un punto de vista estructural, se sigue un criterio de elección basado en los requisitos económicos. Por ello, se escoge realizar la estructura con fibras de carbono reforzadas con resina epoxi. De esta manera se obtiene una estructura resistente a la par de económica, respecto a las fibras UHM.

Por otro lado, gracias a poseer una densidad menor es posible reducir el peso de la sección equivalente respecto a las fibras UHM, dando lugar a un peso total del chasis de 96 kilogramos, frente a los 123,6 kilogramos que se lograrían con fibras UHM.

### 3.1.4 Análisis elementos finitos

Una vez definido el tipo de fibras a utilizar se procede al diseño y estudio de la sección equivalente del brazo mediante el software de elementos finitos Patran/Nastran.

Dicho programa ofrecerá valores detallados de tensiones, deformaciones y esfuerzos, indicando de manera más precisa la magnitud y el punto donde se producen las mayores solicitaciones de la estructura.



### 3.1.4.1 Diseño

El diseño se compondrá de dos sólidos, el primero, de forma prismática triangular, simulando la sección del cuerpo correspondiente al brazo. El segundo, simula el perfil IPN utilizado como brazo. Ambos colocados tal y como se indica en la Figura 1.24.

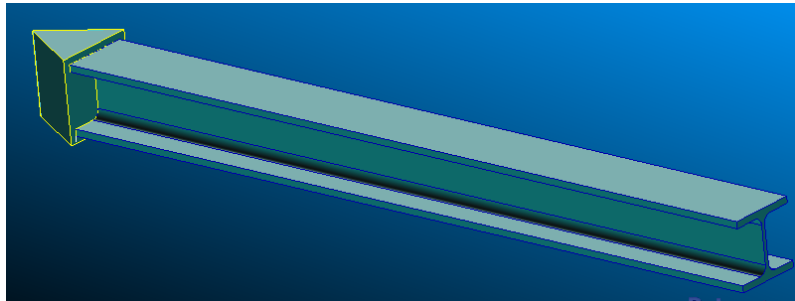


FIGURA 1.24. DISEÑO INICIAL

Estos sólidos se crean con superficies trimadas y extrusión de superficies, lo cual influirá directamente en su mallado.

### 3.1.4.2 Mallado

Es el siguiente paso tras finalizar el diseño de la sección de estudio, con él se crean los elementos finitos que permitirán al programa analizar y calcular los esfuerzos y deformaciones de los diferentes puntos del brazo.

Para este caso, y en los siguientes el mallado será tetragonal, con diferentes espacios entre nodos. Esto es debido a que los sólidos no tienen una geometría regular al ser definidos con superficies trimadas. Se puede apreciar ambos sólidos mallados en la Figura 1.25.

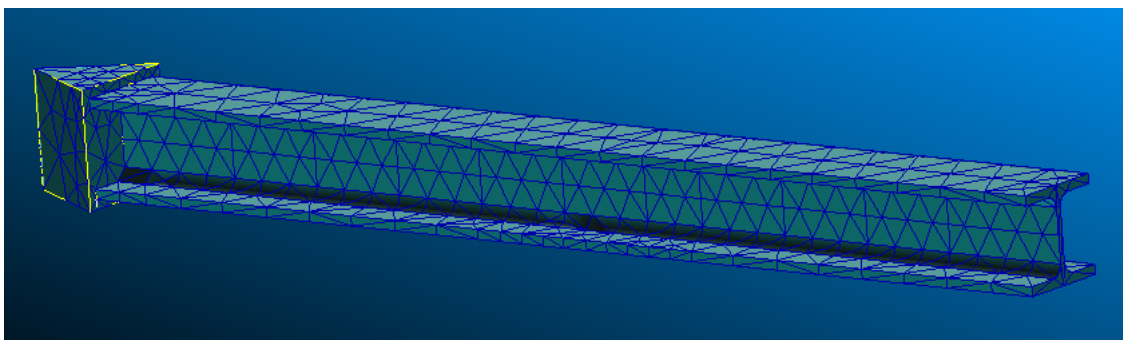


FIGURA 1.25. MALLADO

Antes de finalizar la etapa de mallado se realiza una equivalencia de nodos, esto valdrá para relacionar los dos sólidos creados de manera que el programa considere su unión, evitando así problemas durante el análisis estático lineal.

#### 3.1.4.3 Propiedades

Tras realizarse el mallado de los dos sólidos a analizar, se definen las propiedades del material como la densidad, el módulo de Young o el coeficiente de Poisson.

Así como se definen las propiedades de la carcasa que envolverá todos los nodos relacionándolos para su estudio.

#### 3.1.4.4 Esfuerzos

Primero, se definen los apoyos de la sección, fijando las caras del sólido correspondiente al cuerpo del dron, donde fija el brazo. Se restringen todos sus grados de libertad (al mantener una simetría con el resto del cuerpo del dron puede considerarse como un apoyo empotrado). Como muestra la Figura 1.26.

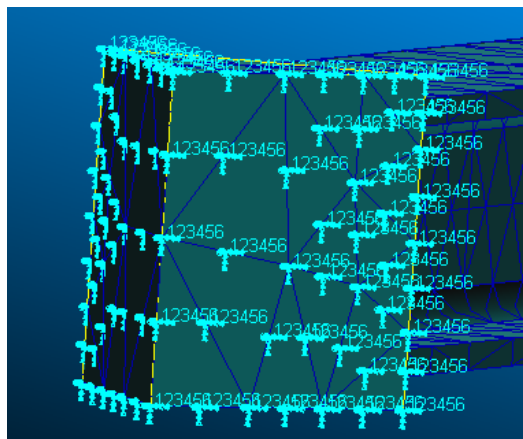


FIGURA 1.26. RESTRICCIONES DEL APOYO

Por otro lado, se introducen los esfuerzos resultantes obtenidos en el procedimiento analítico al trasladar todas las fuerzas al extremo del brazo, posicionando ambos en uno de los nodos del extremo de éste, como se muestra en la Figura 1.27.

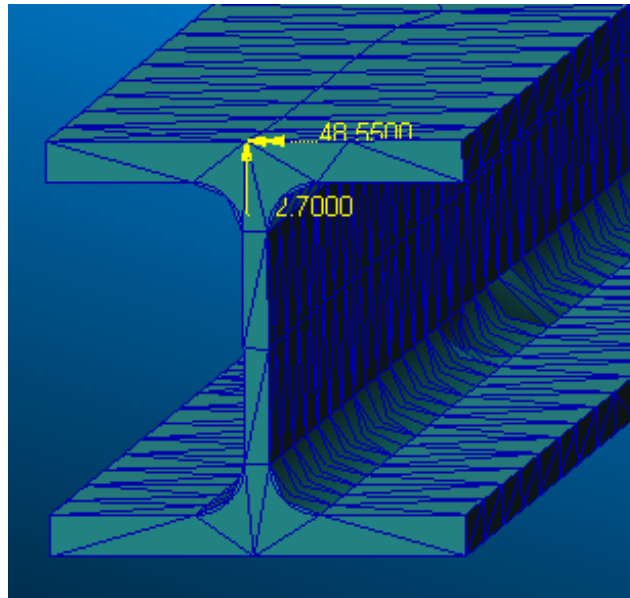


FIGURA 1.27. ESFUERZOS EQUIVALENTES

Una vez determinados los esfuerzos se analizan ambos elementos y se obtienen los resultados.

#### 3.1.4.5 Análisis estructural y resultados

Se ejecuta un análisis de todo el modelo atendiendo a un tipo de solución estática lineal y, tras finalizar el análisis, se importan los resultados.

- Deformaciones

Se pueden visualizar las deformaciones en metros que experimenta el brazo debido a los esfuerzos en su extremo. De igual manera que lo estipulado en el procedimiento analítico, la deformación máxima se produce en el extremo del brazo.

Se observa en la Figura 1.28 el valor de la flecha máxima, que adquiere un valor de  $5,50 \times 10^{-4} m$ , a su vez se representa por colores las diferentes deformaciones a lo largo del brazo, indicando con una escala la magnitud de cada color.

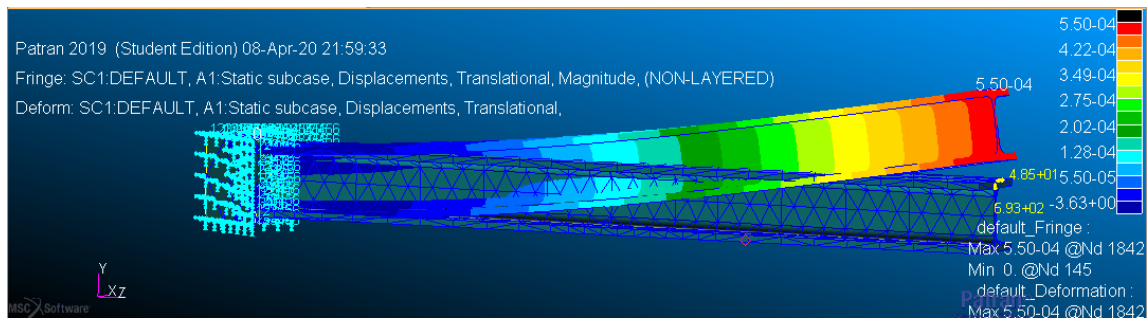


FIGURA 1.28. DEFORMACIÓN PROGRESIVA DEL BRAZO

- Tensiones

Se visualizan los resultados tensionales mediante un gráfico de colores siguiendo el criterio de Von Misses.

Según se aprecia en la Figura 1.29, el máximo tensional se produce en la zona de unión entre el brazo y su sección correspondiente de cuerpo, concretamente en el ala inferior del brazo, siendo de magnitud  $1,41 \times 10^7$  pascales.

Se confirma que este valor de tensión sigue estando por debajo de la tensión admisible definida ( $19,23 \times 10^7$  pascales).

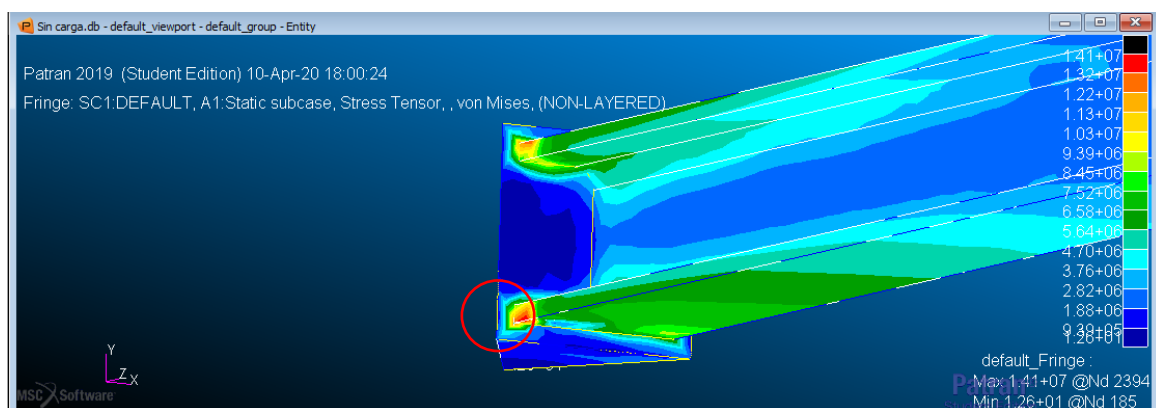


FIGURA 1.29. ESTADO TENSIONAL SEGÚN CRITERIO DE VON MISSES

A efectos de realización de los siguientes análisis de elementos finitos, se excluirá de ellos los procedimientos de diseño, mallado y propiedades, al ser los

3 comunes para todos los análisis (misma sección de estudio, implicando mismo procedimiento de mallado y mismos materiales de construcción).

### 3.1.5 Comparativa resultados obtenidos

En este apartado se realiza una pequeña tabla (Tabla 1.2) que permite comparar los resultados obtenidos mediante procedimiento analítico, con los ofrecidos por Patran/Nastran.

*TABLA 1.2. COMPARATIVA ENTRE RESULTADOS OBTENIDOS*

	Procedimiento analítico	Patran/Nastran
<b>Deformación máxima (m)</b>	$5,507 * 10^{-4}$	$5,5 * 10^{-4}$
<b>Tensión máxima (MPa)</b>	8,11	14,1

La validación de ambos modelos se consuma con su similitud en la magnitud de sus deformaciones. Por otro lado, la variación en los resultados obtenidos para la tensión máxima es explicable mediante el método de análisis.

Por un lado, el análisis mediante Patran incluye el brazo y su sección correspondiente del cuerpo del dron, realizando un estudio de la concentración de tensiones entre ambos sólidos.

Por otro lado, el procedimiento analítico se centra en estudiar las tensiones únicamente en el brazo. Debido a esto hay discrepancia entre ambos resultados.

## 3.2 Dron con carga

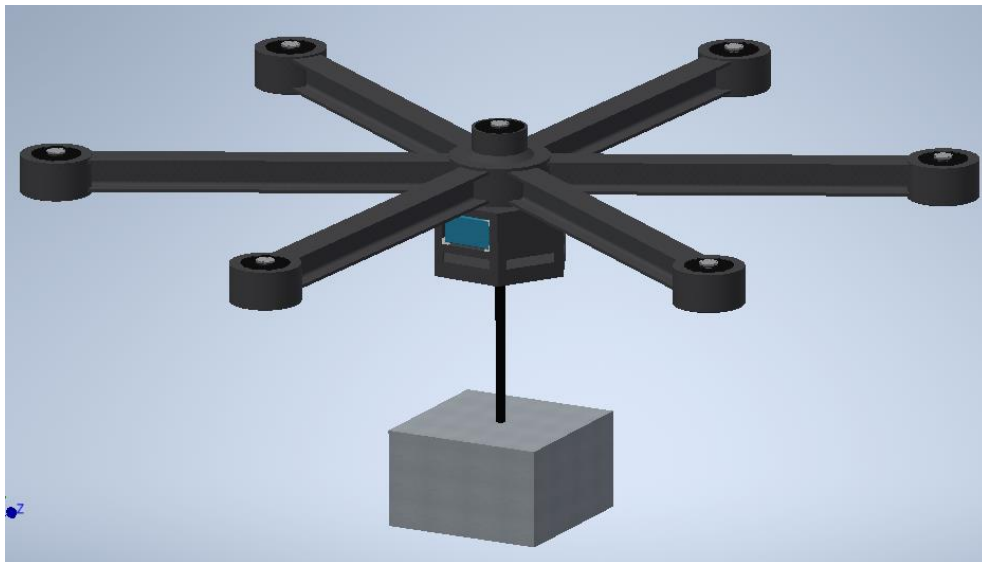
El estudio de este caso se centrará en dos hipótesis en referencia al punto de amarre de la carga, eligiendo la opción más beneficiosa para la estructura del dron.

De igual manera que en el punto anterior la sección de estudio será un sexto de la estructura total aprovechando la simetría que presenta el dron (hexagonal).

Para realizar este análisis de esfuerzos consideraremos el peso de los siguientes elementos: motores, hélices, estructura, fuentes de alimentación y la carga a transportar. Siendo sus magnitudes:

- Peso de sección del brazo: 16kg.
- Peso de baterías correspondiente al brazo: 2.7 kg.
- Peso hélice + motor: 2.55 kg.
- Peso de carga: 50 kg (levantamiento de 300 kg en total).
- Empuje motor situado en el extremo del brazo: 70 kg.
- Fracción de empuje del motor del centro del dron: 11.67 kg.

La primera opción considerada es habilitar un punto de amarre de la carga coincidente verticalmente con el centro de gravedad del cuerpo de la estructura, según se aprecia en la Figura 1.30.



*FIGURA 1.30. DRON CON CARGA AMARRADA AL CENTRO DEL CUERPO.*

Mediante el procedimiento analítico se decidirá cuál es el punto de amarre más adecuado para el izaje de la carga.

Por otro lado, la alternativa considerada es habilitar un punto de amarre en cada uno de los brazos, coincidentes con el centro de gravedad de la sección reducida estudiada en los casos anteriores, tal y como se representa en la Figura

1.31, de esta manera se podría obtener un transporte más estable de la carga, reduciendo riesgos durante el trabajo del dron.

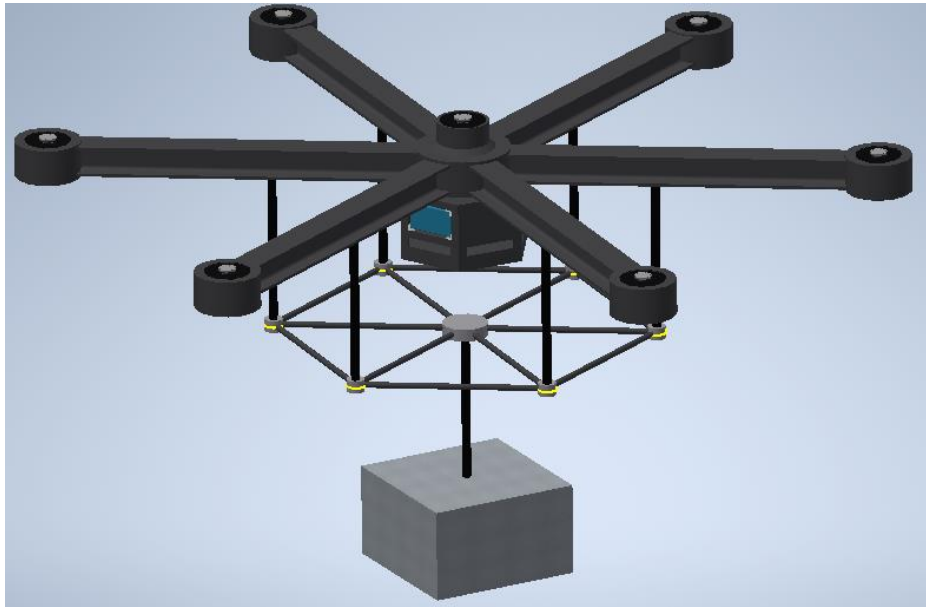


FIGURA 1.31. CARGA DISTRIBUIDA EN LOS C.D.G DE LOS BRAZOS.

### 3.2.1 Punto de amarre en el centro de la estructura

Consiste en habilitar un punto de amarre de carga en el centro de la cara inferior del dron, coincidiendo con el centro de gravedad de toda la estructura, de esta manera se levanta la carga sin comprometer la estabilidad de vuelo del dron.

De esta manera, en la Figura 1.32 se pueden observar las cargas actuantes sobre el brazo en newtons, sus puntos de aplicación y las cotas en metros.

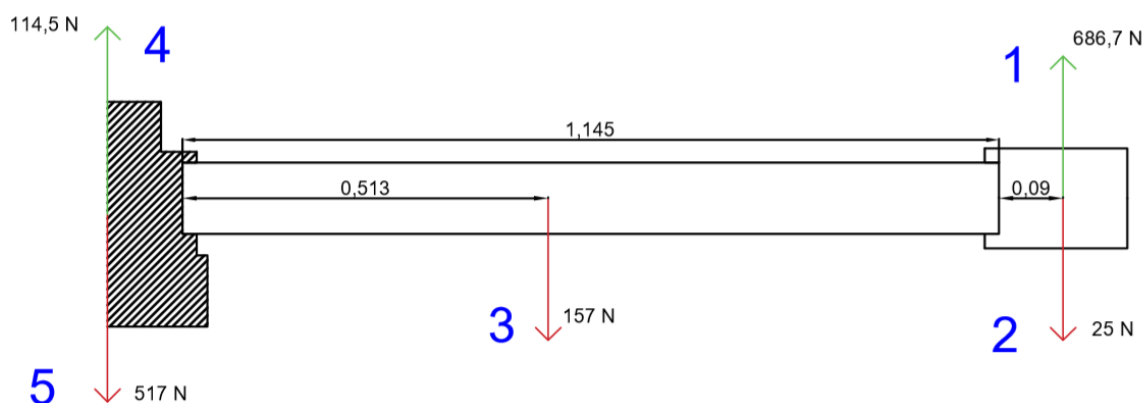


FIGURA 1.32. ESFUERZOS Y COTAS DEL BRAZO (CARGA AMARRADA AL C.D.G DEL DRON)

Siguiendo los pasos anteriores para la resolución analítica trasladamos todos los esfuerzos al extremo del brazo y calculamos el momento generado por cada una de las fuerzas indicando su sentido:

- $M_1 = 686,7 * 0,09 = 61,8 \text{ N} * \text{m}$  (antihorario).
- $M_2 = 25 * 0,09 = 2,25 \text{ N} * \text{m}$  (horario).
- $M_3 = 157 * (1,145 - 0,513) = 99,22 \text{ N} * \text{m}$  (antihorario).
- $M_4 = 114,5 * (0,105 + 1,145) = 143,12 \text{ N} * \text{m}$  (horario).
- $M_5 = 517 * (0,105 + 1,145) = 646,25 \text{ N} * \text{m}$  (antihorario).

Se calcula el momento resultante como:

$$M_T = M_1 + M_5 + M_3 - M_2 - M_4 = 662 \text{ N} * \text{m}$$

A su vez, la fuerza resultante es:

$$R_T = R_1 + R_4 - R_2 - R_3 - R_5 = 102,2 \text{ kg}$$

En la Figura 1.33 se muestran ambos esfuerzos colocados en el extremo del brazo. Como puede apreciarse al colocar una carga en el centro repercute directamente en el momento resultante, aumentándolo, a la vez que la fuerza vertical disminuye debido al peso.

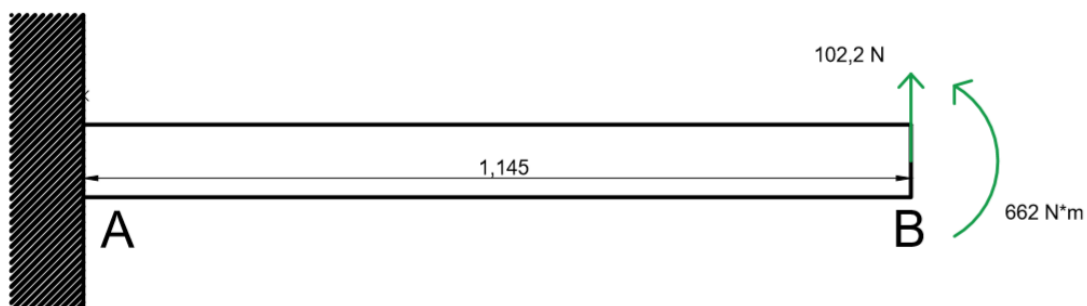


FIGURA 1.33. ESFUERZOS RESULTANTES (CARGA AMARRADA AL CDG DEL DRON)

Se calculan las reacciones mediante las ecuaciones de la estática:

$$\sum M_A = 0$$



$$M_A - 662 - 102,2 * 1,145 = 0$$

$$M_A = 779 \text{ N} * \text{m}$$

$$\sum F_V = 0$$

$$F_A - 102,2 = 0$$

$$F_A = 102,2 \text{ N}$$

En la Figura 1.34 se muestran las fuerzas resultantes (B) y las reacciones de los apoyos ante dichas fuerzas (A).

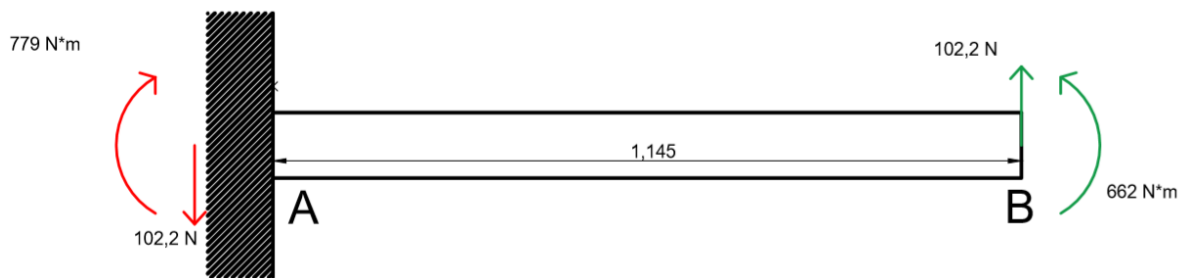


FIGURA 1.34. REACCIONES EN A (CARGA AMARRADA AL CDG DEL DRON)

Tras finalizar el cálculo de reacciones se procede a representar la ley de flexión, de esfuerzos cortantes y la deformada estima, acotando sus puntos más significativos.

- Ley de esfuerzos cortantes

De manera similar al caso anterior, se presenta una ley de cortantes constante y de magnitud 102,2 N, tal y como se muestra en la Figura 1.35.

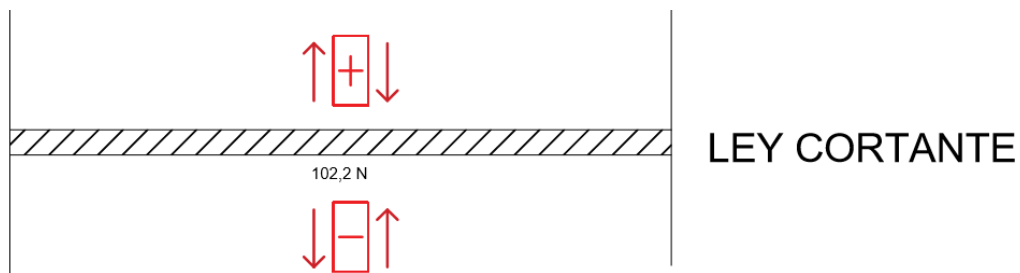


FIGURA 1.35. LEY DE CORTANTES

- Ley de esfuerzos flectores

Según se aprecia en la Figura 1.36 es una ley de carácter decreciente desde el apoyo del brazo hasta su extremo.

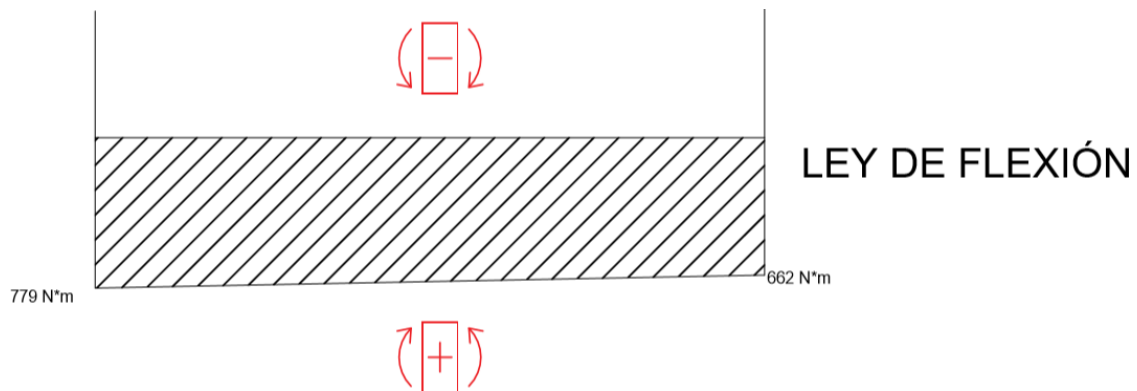


FIGURA 1.36. LEY DE ESFUERZOS FLECTORES

Presenta su valor máximo (779 N\*m) en la sección A, sección de unión entre el brazo y el cuerpo del dron. Su valor mínimo se produce en el extremo del brazo (662 N\*m) igual al momento resultante calculado en el extremo.

- Tensión admisible

De igual manera que en los casos anteriores el brazo trabaja a flexión simple. Se calcula la tensión máxima mediante la ley de Navier:

$$\sigma_{Adm} \geq \frac{M_{f\acute{m}ax}}{I_{xx}} * y_{m\acute{a}x}$$

Se mantiene el valor de  $\sigma_{Adm}$  establecido para la fibra de carbono combinada con resina epoxi ( $192,33 * 10^6$  pascals). En este caso el momento flector máximo es 779 N\*m, la inercia respecto al eje X mantiene su valor de  $4,484 * 10^{-6} m^4$  y la altura máxima es 0,05 metros. De esta manera:

$$192,33 * 10^6 \text{ Pascales} \geq \frac{779}{4,484 * 10^{-6}} * 0,05$$

$$192,33 * 10^6 \text{ Pascales} \geq 8,68 * 10^6 \text{ Pascales}$$

De esta manera se comprueba que, fijando la carga en el CDG del dron, éste trabaja dentro de sus parámetros admisibles.

- Deformada estima

De igual manera que en el caso resuelto anteriormente el brazo presenta una deformada como la representada en la Figura 1.37.

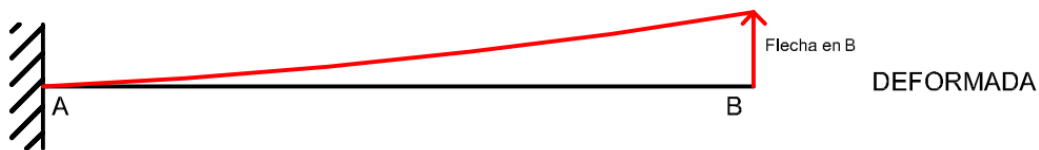


FIGURA 1.37. DEFORMADA ESTIMA (CARGA AMARRADA AL CDG DEL DRON)

Se determinará el valor de la flecha mediante el método de Mohr con la siguiente ecuación:

$$\delta_B = \frac{1}{EI} * \int_0^L M_f * (L - x) * dx$$

En la Figura 1.38 pueden verse los esfuerzos y el elemento diferencial  $dx$ . En esta ocasión la ley de momentos flectores expresada en función de la distancia al elemento diferencial ( $x$ ) es:

$$M_f = 779 - 102,2x$$

De igual manera se mantienen los valores de  $E$  (133 GPa),  $I$  ( $4,484 * 10^{-6} m^4$ ) y  $L$  (1,145 metros).

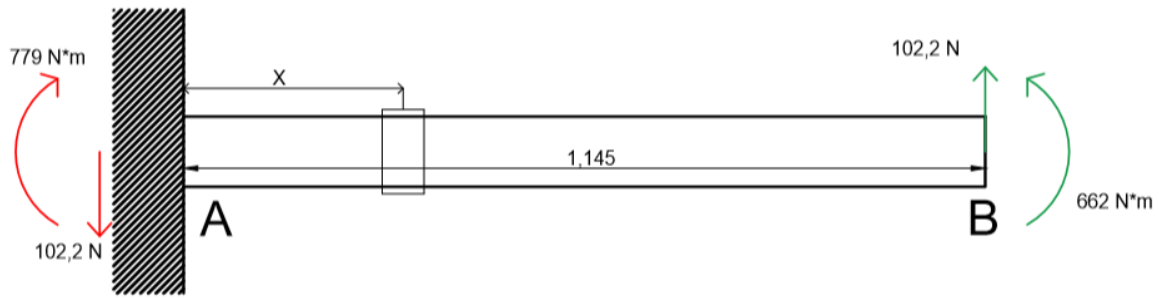


FIGURA 1.38. ELEMENTO DIFERENCIAL (CARGA AMARRADA AL CDG DEL DRON)

Se sustituye en la expresión de la flecha calculando la misma:

$$\delta_B = \frac{1}{1,33 * 10^{11} * 4,484 * 10^{-6}} * \int_0^{1,145} (779 - 102,2x) * (1,145 - x) * dx$$

$$\delta_B = 8,13 * 10^{-4} \text{ metros}$$

Se observa un valor de flecha mayor a la producida cuando el dron trabaja sin carga ( $5,69 * 10^{-4}$  metros), esto es debido a que al colocar la resultante de la carga en el centro del dron incrementa las tensiones en la unión brazo-cuerpo, así como el momento reacción del apoyo. De este último depende la magnitud de la flecha calculada.

### 3.2.2 Punto de amarre en centro de gravedad del brazo

Se habilitan los puntos de amarre de carga en el centro de gravedad de cada una de las secciones correspondientes a los brazos.

De esta manera no solo se evitan movimientos de vaivén durante el transporte que puedan desestabilizar el dron durante el vuelo, sino que además disminuye las deformaciones en el brazo originadas por los motores.

Para este análisis se utilizarán las mismas cargas que en anterior, con la salvedad que el peso de carga se encontrará situado en el CDG de la sección, tal y como se aprecia en la Figura 1.39.

Por este motivo, la fuerza número 3 se compone de la suma entre el peso de la estructura y la carga de izaje, mientras que la fuerza 5 está compuesta del peso de baterías correspondiente a la sección.

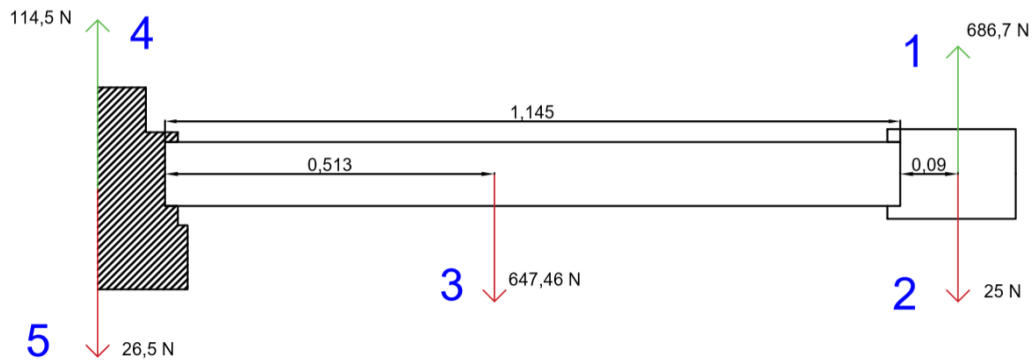


FIGURA 1.39. FUERZAS, POSICIONES Y COTAS (CARGA AMARRADA AL CDG DE SECCIÓN)

Se trasladan las cargas al extremo del brazo como fuerzas más momento. Los momentos obtenidos del desplazamiento son los siguientes:

- $M_1 = 686,7 * 0,09 = 61,8 \text{ N} * m$  (antihorario).
- $M_2 = 25 * 0,09 = 2,25 \text{ N} * m$  (horario).
- $M_3 = 647,46 * (1,145 - 0,513) = 409,2 \text{ N} * m$  (antihorario).
- $M_4 = 114,5 * (0,105 + 1,145) = 143,12 \text{ N} * m$  (horario).
- $M_5 = 26,5 * (0,105 + 1,145) = 33,12 \text{ N} * mm$  (antihorario).

Calculamos el momento resultante, observando una reducción significativa respecto al supuesto anterior:

$$M_T = M_1 + M_3 + M_5 - M_2 - M_4 = 358,75 \text{ N} * m$$

Tras conocer la magnitud del momento resultante realizamos un sumatorio de esfuerzos en la dirección vertical para determinar la resultante de las fuerzas, la cual no sufre ninguna variación respecto al anterior caso al haber modificado solamente la posición de la carga:

$$R_T = R_1 + R_4 - R_2 - R_3 - R_5 = 102,2 \text{ kg}$$

Se muestra en la Figura 1.40 los esfuerzos resultantes producidos en el extremo del brazo.

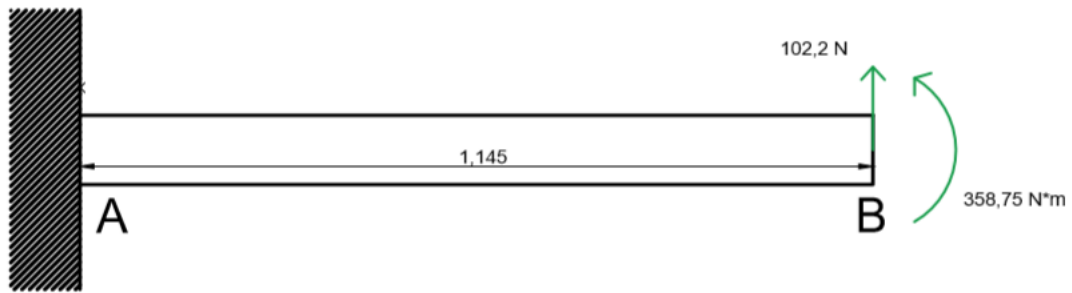


FIGURA 1.40. RESULTANTES APLICADAS EN B (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN)

Calculamos de nuevo las reacciones del empotramiento y representamos sus leyes de flexión, cortante y su deformada estima correspondientes:

$$\sum M_A = 0$$

$$M_A - 358,75 - 102,2 * 1,145 = 0$$

$$M_A = 475,77 \text{ N} * \text{m}$$

$$\sum F_V = 0$$

$$F_A - 102,2 = 0$$

$$F_A = 102,2 \text{ kg}$$

De esta manera en la Figura 1.41 quedan representados todos los esfuerzos del brazo:

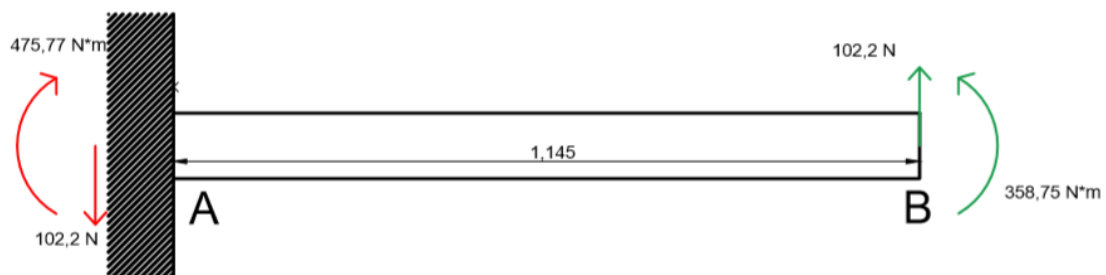


FIGURA 1.41. RESULTANTES Y REACCIONES (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN)

Se procede a representar las leyes de esfuerzos acotando sus valores más significativos, así como el estudio de tensiones producidas en el brazo y la deformada estima.

- Ley de esfuerzos cortantes

La ley se mantiene constante a lo largo de todo el brazo, sin variar su valor respecto al caso anterior (102,2 N), según se muestra en la Figura 1.42.

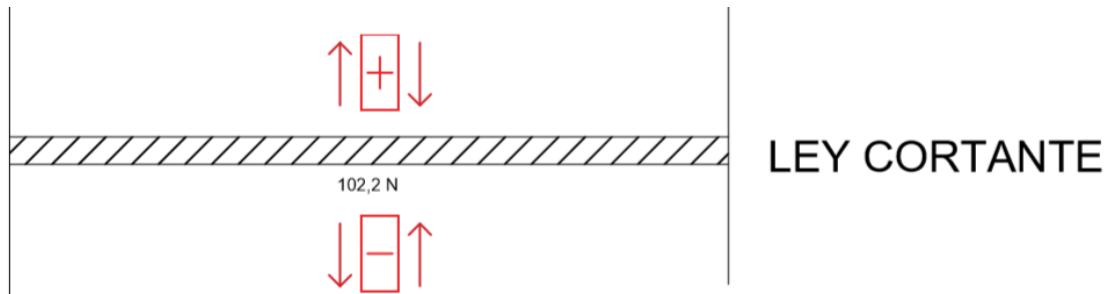


FIGURA 1.42. LEY DE ESFUERZOS CORTANTES (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN)

- Ley de esfuerzos flectores

Según se ve en la Figura 1.43, la ley es descendente con su máximo en la unión cuerpo-brazo, de magnitud 475,77 N\*m.

Su valor mínimo, producido en el extremo del brazo, adquiere un valor de 358,75 N\*m.

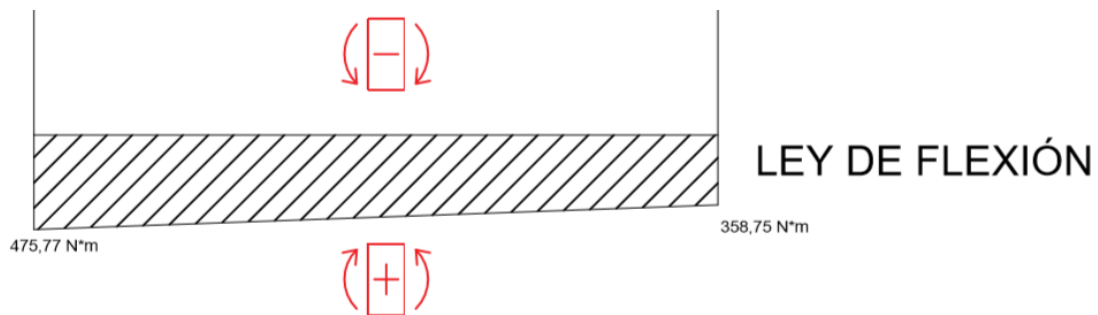


FIGURA 1.43. LEY DE FLEXIÓN (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN)

- Tensión admisible

Se sigue realizando la comparación entre tensión admisible y ley de Navier para determinar la validez del diseño. De esta manera:

$$\sigma_{Adm} \geq \frac{M_{f\acute{m}ax}}{I_{xx}} * y_{m\acute{a}x}$$

Con un valor de  $\sigma_{Adm} = 192,33 * 10^6$  pascales, el momento flector máximo es 475,77 N\*m, la inercia respecto al eje X será  $4,484 * 10^{-6} m^4$  y la altura máxima es 0,05 metros. Se sustituye y se compara con la tensión admisible.

$$\frac{475,77}{4,484 * 10^{-6}} * 0,05 \geq 192,33 * 10^6 \text{ Pascales}$$

$$5,3 * 10^6 \text{ Pascales} \geq 192,33 * 10^6 \text{ Pascales}$$

Se trabaja dentro de los límites admisibles con un valor sensiblemente inferior que en el supuesto de carga alineada con el centro de gravedad del dron.

- Deformada estima

Su apariencia queda representada en la Figura 1.44. Como las anteriores presenta su punto máximo de deformación en el extremo del brazo.



FIGURA 1.44. DEFORMADA ESTIMA (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN)

Se calcula el máximo de la flecha mediante el método de Mohr:

$$\delta_B = \frac{1}{EI} * \int_0^L M_f * (L - x) * dx$$



En la Figura 1.45 se representa el elemento diferencial con el que se calculará la flecha en el extremo del brazo.

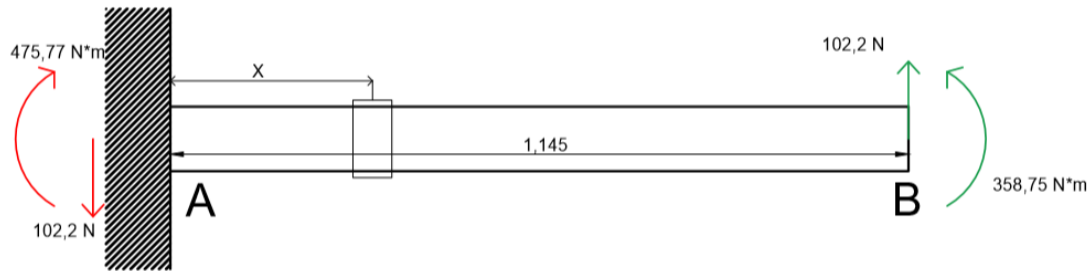


FIGURA 1.45. ELEMENTO DIFERENCIAL (CARGA AMARRADA AL CDG DE LA SECCIÓN)

La expresión del momento flector en función de la distancia  $x$  al elemento diferencial es:

$$M_f = 475,77 - 102,2x$$

Junto con la expresión anterior se sustituyen en la fórmula de Mohr el módulo de Young, la inercia y la longitud del brazo, así obtenemos la expresión:

$$\delta_B = \frac{1}{1,33 * 10^{11} * 4,484 * 10^{-6}} * \int_0^{1,145} (475,77 - 102,2x) * (1,145 - x) * dx$$

$$\delta_B = 4,8 * 10^{-4} \text{ m}$$

Tras finalizar este análisis se procede a elegir la mejor opción para amarrar la carga al cuerpo del dron.

### 3.2.3 Elección de punto de amarre

En la Tabla 1.3 se exponen los resultados analíticos obtenidos, se realiza una comparación entre el momento flector máximo generado, la tensión máxima producida con las condiciones de carga y la deformación máxima experimentada por el brazo tras despegar con el peso extra.

TABLA 1.3. COMPARATIVA ENTRE PUNTOS DE AMARRE

	Carga amarrada a centro de la estructura	Carga amarrada al centro de gravedad del brazo
<b>Momento flector máximo (N*m)</b>	779	475,77
<b>Tensión máxima (Pascals)</b>	$8,7 * 10^6$	$5,3 * 10^6$
<b>Flecha en el extremo del brazo (m)</b>	$8,13 * 10^{-4}$	$4,8 * 10^{-4}$

Al amarrar la carga al CDG del dron aumenta la distancia entre la carga y el extremo del brazo en contraparte de habilitar los puntos de carga en los centros de gravedad de los brazos. Esto produce un aumento significativo del momento resultante y, por ello, un incremento en el momento flector máximo.

Siguiendo con este razonamiento se puede predecir el aumento de las tensiones al depender éstas del momento flector máximo. Y lo mismo sucede con la flecha en el extremo del brazo.

Se elige habilitar puntos de amarre para la carga en los centros de gravedad de los brazos, ya que al ofrecer un momento resultante menor disminuyen su momento flector máximo, su tensión máxima y su deformada. Siendo lo más beneficioso para la estructura del dron.

### 3.2.4 Análisis elementos finitos

Al igual que en el caso anterior se recurre al software de elementos finitos Patran/Nastran para obtener resultados de tensiones y deformaciones más precisos que los obtenidos con procedimiento analítico.

Como se ha indicado en el último análisis, al recurrir a la misma geometría con un mallado similar y de mismas propiedades, se inicia la explicación de procedimiento con la introducción de esfuerzos y apoyos.

### 3.2.4.1 Esfuerzos

Se mantienen las mismas restricciones para las caras de simetría con el resto del cuerpo del dron. Sin embargo, las fuerzas en el nodo del extremo cambian respecto al apartado anterior, tal y como se muestra en la Figura 1.46.

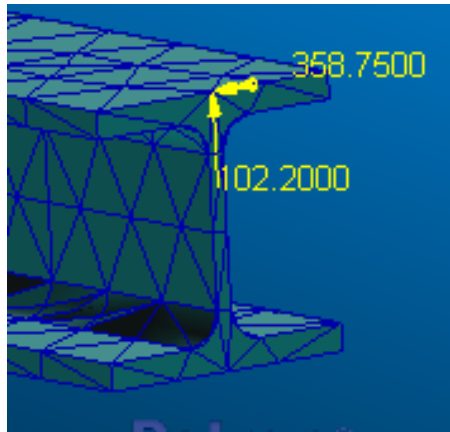


FIGURA 1.46. ESFUERZOS DEL DISEÑO

### 3.2.4.2 Análisis estructural y resultados

Se ejecuta un análisis de todo el modelo atendiendo a un tipo de solución estática lineal y, tras finalizar el análisis, se importan los resultados, en los siguientes apartados se observan las soluciones ofrecidas por Patran/Nastran con sus magnitudes más significativas.

- Deformaciones

En la Figura 1.47 se muestran las deformaciones que experimenta el brazo, con una escala en colores con sus magnitudes en metros. De la misma manera que en los resultados del procedimiento analítico, el punto de máxima deformación es el extremo del brazo, siendo ésta 0 en el punto de unión brazo-cuerpo (sección empotrada).

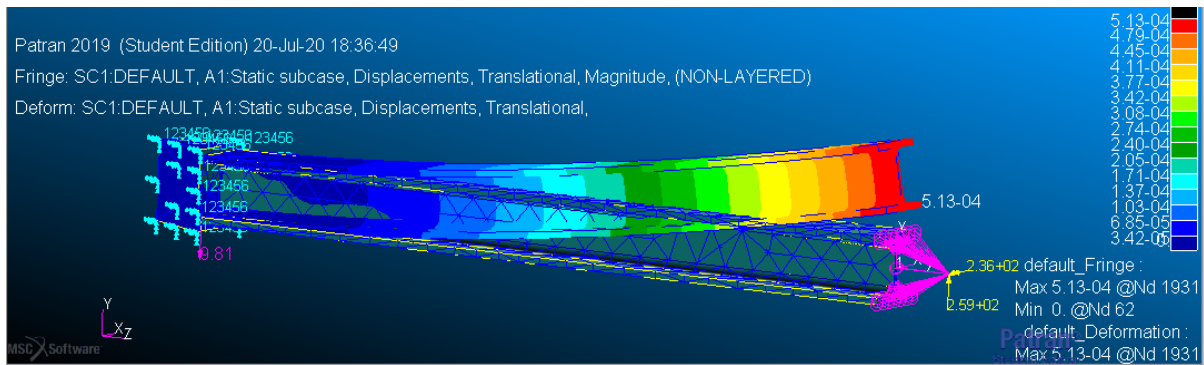


FIGURA 1.47. DEFORMACIONES PRODUCIDAS EN BRAZO

El valor máximo de deformación es  $5,13 \cdot 10^{-4} \text{ m}$ .

- Tensiones

En la Figura 1.48 queda representado el estado tensional, presenta una acumulación de tensiones en la sección de unión entre el brazo y el cuerpo del dron, se señala la zona que presenta el máximo de tensiones cuyo valor alcanza  $1,13 \cdot 10^7 \text{ Pascales}$  en el ala superior de la sección de unión.

De esta manera se confirma que el dron trabaja dentro de los límites admisibles ( $\sigma_{Adm} = 192 \cdot 10^6 \text{ Pascales}$ ). Se observa también que la zona de amarre elegida provoca una importante reducción de la tensión máxima respecto al trabajo sin carga.

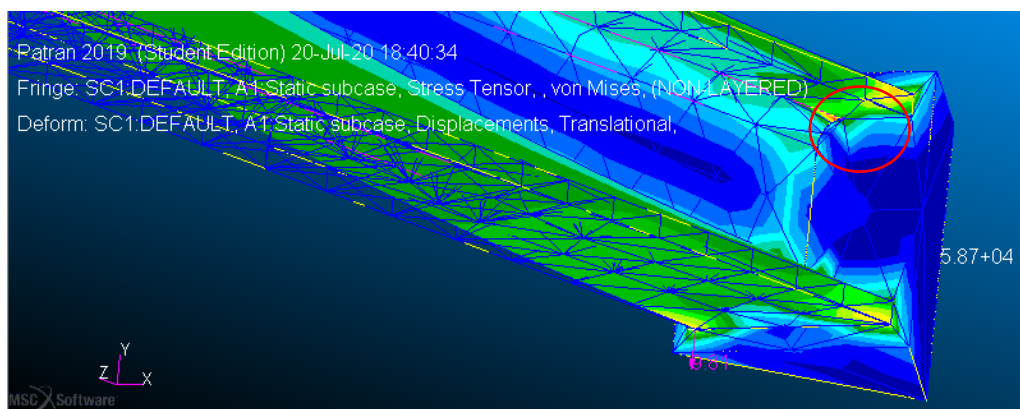


FIGURA 1.48. ESTADO TENSIONAL SEGÚN CRITERIO DE VON MISES

### 3.2.5 Comparativa resultados obtenidos

Mediante la Tabla 1.4 se comparan los resultados obtenidos por el procedimiento analítico frente a los ofrecidos por el programa de elementos finitos, respecto al amarre de carga en el CDG del brazo.

*TABLA 1.4. COMPARATIVA ENTRE RESULTADOS OBTENIDOS*

	Procedimiento analítico	Patran/Nastran
<b>Deformación máxima (m)</b>	$4,8 * 10^{-4}$	$5,13 * 10^{-4}$
<b>Tensión máxima (MPa)</b>	5,3	11,3

Queda validado el modelo con la comparación entre las deformaciones obtenidas por ambos métodos de análisis.

Las diferencias entre la tensión máxima obtenida son producto de la concentración de tensiones estudiada por Patran/Nastran.

## 3.3 Dron sin carga con viento lateral

A diferencia de los dos casos anteriores, la sección de estudio se encontrará bajo la acción de los esfuerzos del primer caso (dron trabajando sin carga), y bajo la acción de un viento lateral, el cual es tomado como una carga distribuida a lo largo del brazo por su superficie lateral de manera uniforme.

De esta manera se indican en la Figura 1.49 los esfuerzos actuantes en el brazo antes de analizar el caso, así como su sentido.

Se elige analizar el viento lateral junto con un trabajo del dron sin carga con la finalidad de obtener las deformaciones en el caso más desfavorable para la estructura.

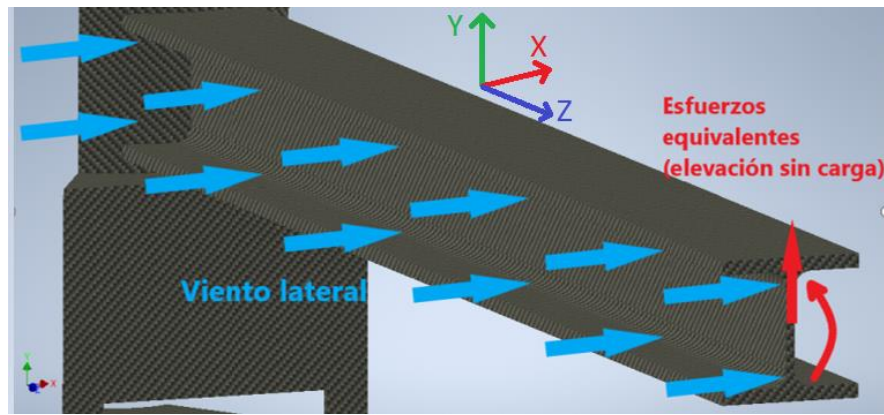


FIGURA 1.49. CROQUIS EXPLICATIVO DE POSICIÓN Y DIRECCIÓN DE ESFUERZOS (CASO VIENTO LATERAL).

### 3.3.1 Procedimiento analítico

Se realiza el estudio de este caso buscando las condiciones de trabajo más desfavorables para el dron, para este supuesto se partirá del caso ya resuelto de dron trabajando sin carga con los esfuerzos y reacciones detallados en la Figura 1.50.

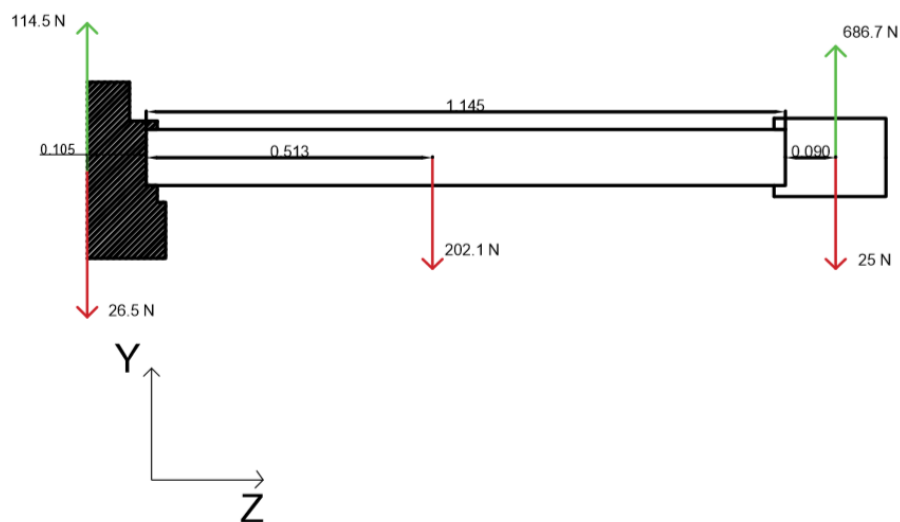


FIGURA 1.50. ESFUERZOS Y REACCIONES PRODUCIDOS POR LOS MOTORES (PLANO YZ)

#### 3.3.1.1 Análisis de viento lateral

Para determinar el esfuerzo provocado por el viento se elige una velocidad de viento de 70 km/h, luego se determina la presión que ejercerá con la siguiente fórmula:

$$P_{aire} = \frac{1}{2} * \rho_{aire} * v^2$$

Se calcula la presión para una velocidad de 70 km/h (19,44 m/s) y una densidad del aire igual a 1,225 kg/m<sup>3</sup>.

$$P_{aire} = \frac{1}{2} * 1,225 * 19,44^2 = 231,6 \text{ Pascales}$$

Con esta presión se obtiene la distribución de carga q, se multiplica la presión por la altura del perfil (0,1 m) obteniendo un valor de q=23,16 N/m representado en la Figura 1.51.

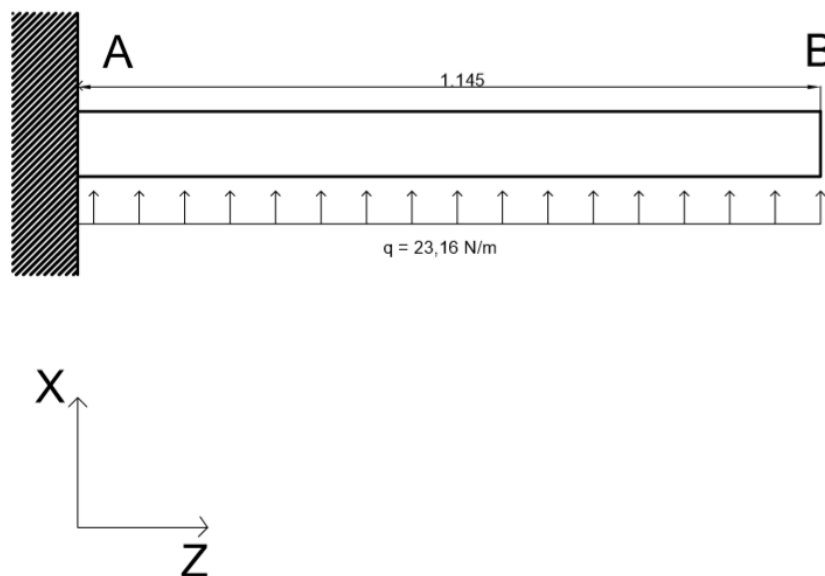


FIGURA 1.51. CARGA UNIFORMEMENTE REPARTIDA (PLANO XZ)

Cálculo de las reacciones en empotramiento:

$$\sum M_A = 0$$

$$M_A - \frac{23,16 * 1,145^2}{2} = 0$$

$$M_A = 15,18 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$\sum F_V = 0$$

$$V_A - 23,16 \cdot 1,145 = 0$$

$$V_A = 26,52 \text{ N}$$

Se representan las reacciones en la Figura 1.52, junto a la carga uniformemente repartida que simula el esfuerzo del viento en el brazo.

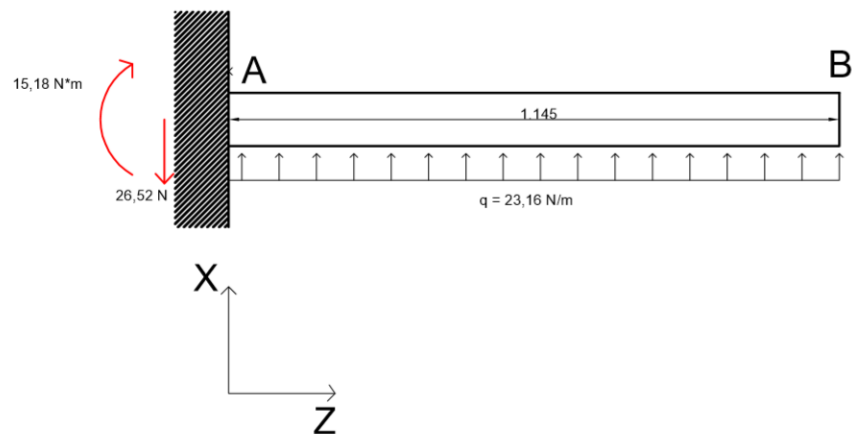


FIGURA 1.52. REACCIONES EN BRAZO (PLANO XZ)

Una vez determinadas las reacciones se representan las leyes de esfuerzos cortantes, flectores, se realiza el estudio tensional de todos los esfuerzos (incluyendo los del dron sin carga).

- Ley de esfuerzos cortantes

Se representa en la Figura 1.53 la ley de esfuerzos cortantes producida por la carga del viento.



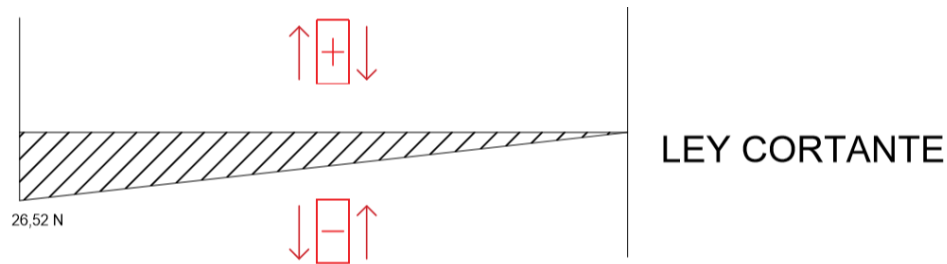


FIGURA 1.53. LEY DE ESFUERZOS CORTANTES (PLANO XZ)

La ley de cortante presenta un máximo en el empotramiento de 26,52 Newtons y es decreciente hasta llegar a contrarrestarse con la carga distribuida en el extremo del brazo.

- Ley de esfuerzos flectores

En esta ocasión la ley de flexión presenta una forma parabólica como la de la Figura 1.54, en ella se produce un máximo en la sección de unión entre el brazo y el cuerpo del dron, decreciendo a medida que se aleja del cuerpo hasta alcanzar el valor de 0 en el extremo del brazo.

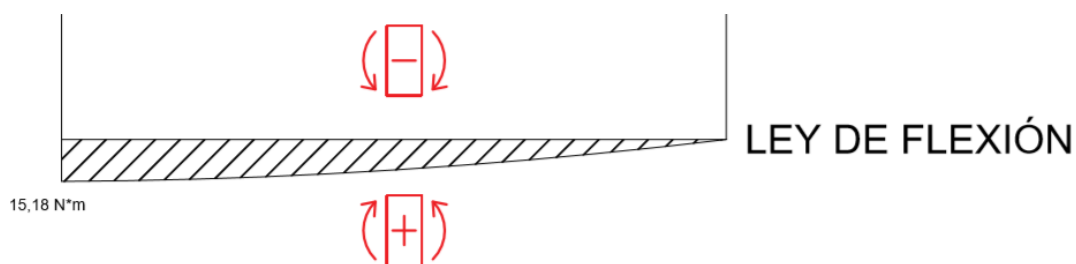


FIGURA 1.54. LEY DE FLEXIÓN (PLANO XZ)

- Tensión admisible

Debido a que esta vez los esfuerzos trabajan en dos planos diferentes del brazo la flexión resultante del mismo será esviada, es decir, el momento flector resultante no coincidirá en sentido con ninguno de los ejes de la sección.

Por un lado, calculamos el valor de la inercia de la sección respecto al eje Y. De igual manera se calcula la inercia de un cuarto de la sección (indicada en la Figura 1.55) y luego la de la sección completa.

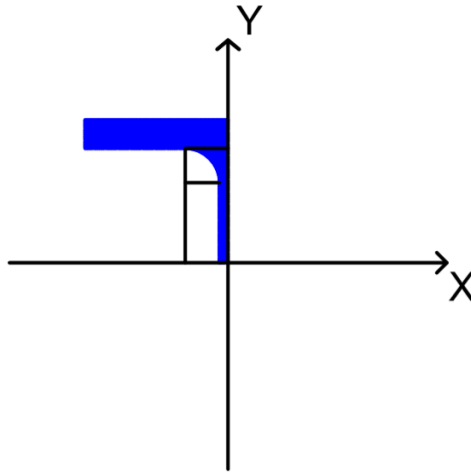


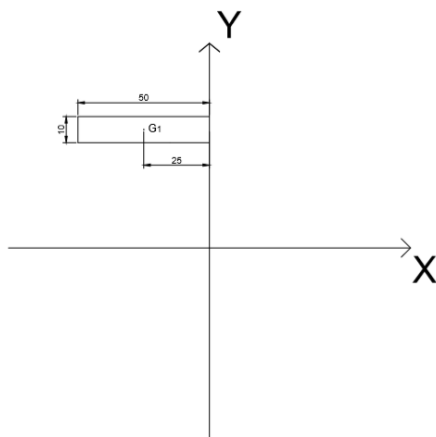
FIGURA 1.55. SECCIÓN REDUCIDA DEL BRAZO

Se calcula el momento total respecto al eje Y como el sumatorio siguiente:

$$I_{YY \frac{1}{4} \text{sección}} = I_{YY1} + I_{YY2} - I_{YY3} - I_{YY4}$$

Aplicando el teorema de Steiner para calcular todas las inercias parciales (Figura 1.56, Figura 1.57, Figura 1.58 y Figura 1.59) respecto al eje Y.

$$\text{Teorema de Steiner: } I_Y = I_G + A * d^2$$



$$I_{YY1} = \frac{1}{12} * 0,01 * 0,05^3 + 0,01 * 0,05 * (0,025)^2$$

$$I_{YY1} = 4,17 * 10^{-7} \text{ m}^4$$

FIGURA 1.56. RECTÁNGULO 1.

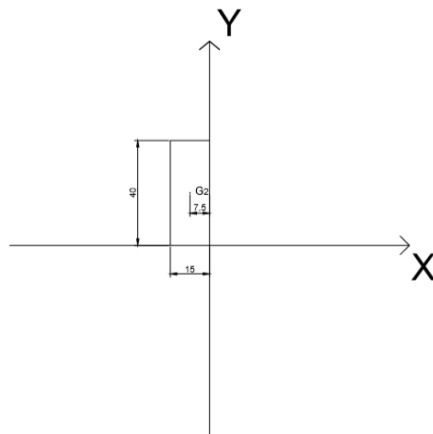


FIGURA 1.57. RECTÁNGULO 2.

$$I_{YY2} = \frac{1}{12} * 0,04 * 0,015^3 + 0,04 * 0,015 * (0,0075)^2$$

$$I_{YY2} = 4,5 * 10^{-8} m^4$$

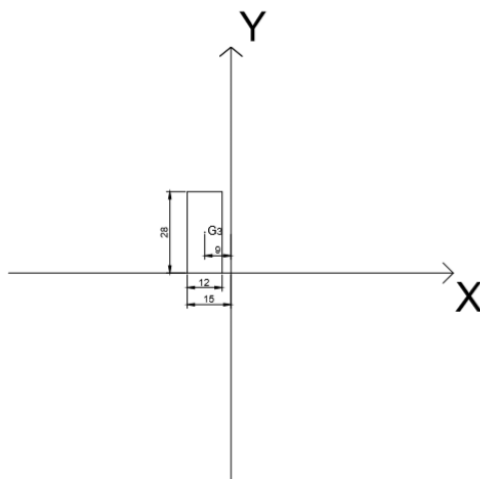


FIGURA 1.58. RECTÁNGULO 3.

$$I_{YY3} = \frac{1}{12} * 0,028 * 0,012^3 + 0,028 * 0,012 * (0,009)^2$$

$$I_{YY3} = 3,12 * 10^{-8} m^4$$

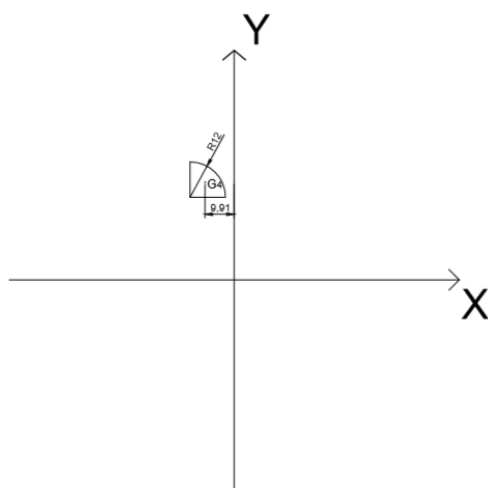


FIGURA 1.59. CUARTO DE CÍRCULO.

$$I_{YY4} = \frac{1}{16} * \pi * 0,012^4 + \frac{\pi * 0,012^2}{4} * (0,00991)^2$$

$$I_{YY4} = 1,52 * 10^{-8} m^4$$

$$I_{YY \frac{1}{4} \text{ sección}} = 4,17 * 10^{-7} + 4,5 * 10^{-8} - 3,12 * 10^{-8} - 1,52 * 10^{-8} = 4,15 * 10^{-7} m^4$$

$$I_{YY \text{ TOTAL}} = 4 * 4,15 * 10^{-7} = 1,66 * 10^{-6} m^4$$

La expresión de la ley de Navier para un caso de flexión esviada es la siguiente:

$$\sigma_z = -\frac{M_{fX}}{I_X} * y + \frac{M_{fY}}{I_Y} * x$$

Se calcula un momento flector máximo resultante de la influencia de viento lateral ( $M_{fY} = 15,18 \text{ N*m}$ ) y el empuje del motor situado en el extremo del brazo ( $M_{fX} = -727.2 \text{ N*m}$ ). De esta manera se representa el momento flector resultante en la Figura 1.60.

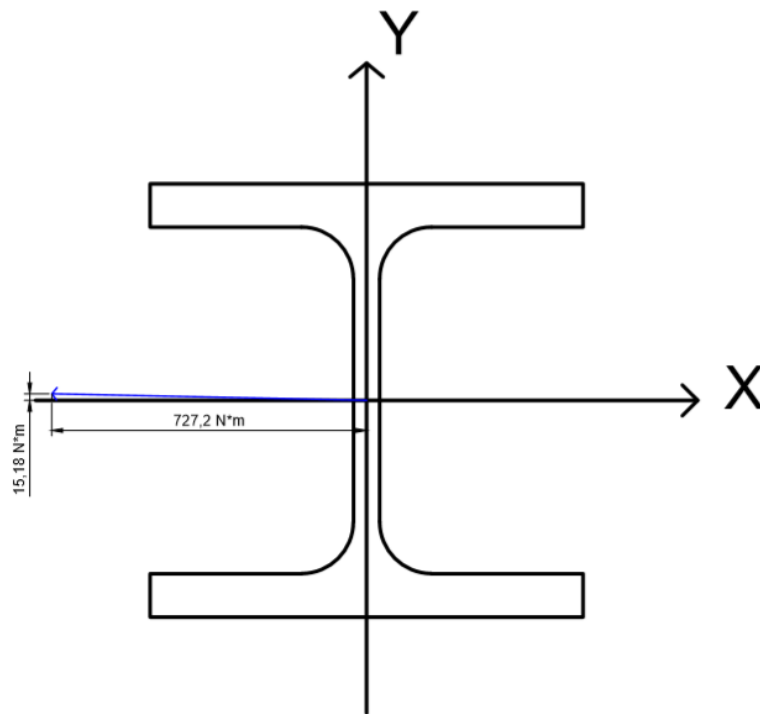


FIGURA 1.60. COMPONENTES Y MOMENTO FLECTOR

Sustituyendo en la ley de Navier los momentos flectores y las inercias se calcula la posición del eje neutro, un eje que atraviesa la sección y cuya propiedad es que en él las tensiones son nulas.

$$\sigma_z = -\frac{M_{fX}}{I_X} * y + \frac{M_{fY}}{I_Y} * x$$

$$0 = \frac{727,2}{4,484 * 10^{-6}} * y + \frac{15,18}{1,66 * 10^{-6}} * x$$

$$0 = 162,18 * 10^6 y + 9,14 * 10^6 x$$

$$y = -0,056x$$

Al ser el eje neutro una recta que pasa por el origen se determina su posición mediante el cálculo de la pendiente.

$$y = mx$$

$$\text{Tangente } (\beta) = m$$

$$\beta = \arctan(-0,056)$$

$$\beta = -3,23^\circ$$

Siendo  $\beta$  el ángulo que forma el eje neutro con el eje X. En la Figura 1.61 queda representada la sección con el eje neutro y las tensiones de compresión y tracción generadas por los esfuerzos.

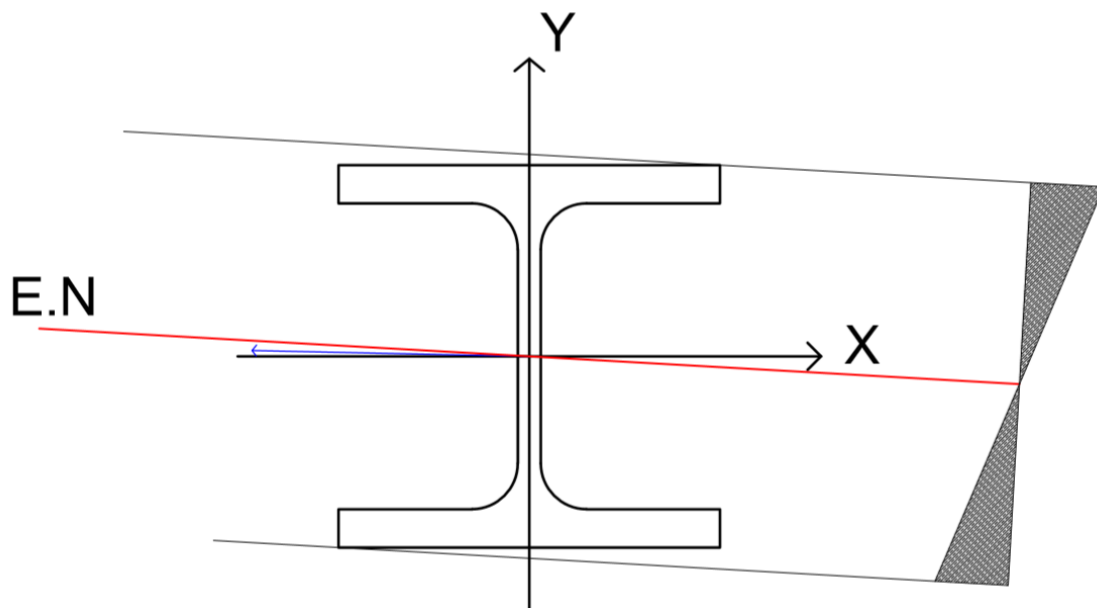


FIGURA 1.61. LEY DE NAVIER Y TENSIONES

Tras determinar el eje neutro y la ley de Navier, se calcula las tensiones máximas (en los puntos más alejados del eje neutro) y se compara con las admisibles.

$$\sigma_{Adm} \geq \sigma_Z = 162,18 * 10^6 * (0,05) + 9,14 * 10^6 * (0,05)$$

$$192 * 10^6 \text{ Pascales} \geq 8,57 * 10^6 \text{ Pascales}$$

Se determina así que la estructura del brazo trabaja dentro de los valores admisibles ante una racha de viento de 70 kilómetros por hora.

- Deformada estima

En este caso realizaremos la deformada provocada solo por el viento lateral, de esta manera se determina el valor de su flecha máxima, esto ofrece la posibilidad de verificar el correcto diseño del supuesto en Patran más adelante. Su apariencia queda representada en la Figura 1.62. Como las anteriores presenta su punto máximo de deformación en el extremo del brazo



FIGURA 1.62. DEFORMADA ESTIMA (VIENTO LATERAL)

Realizaremos un cálculo de la flecha de manera analítica determinando su valor máximo con el método de Mohr de igual manera que en los casos anteriores:

$$\delta_B = \frac{1}{EI} * \int_0^L M_f * (L - x) * dx$$

En la Figura 1.63 se representa el elemento diferencial para el cálculo de la flecha en el extremo del brazo.

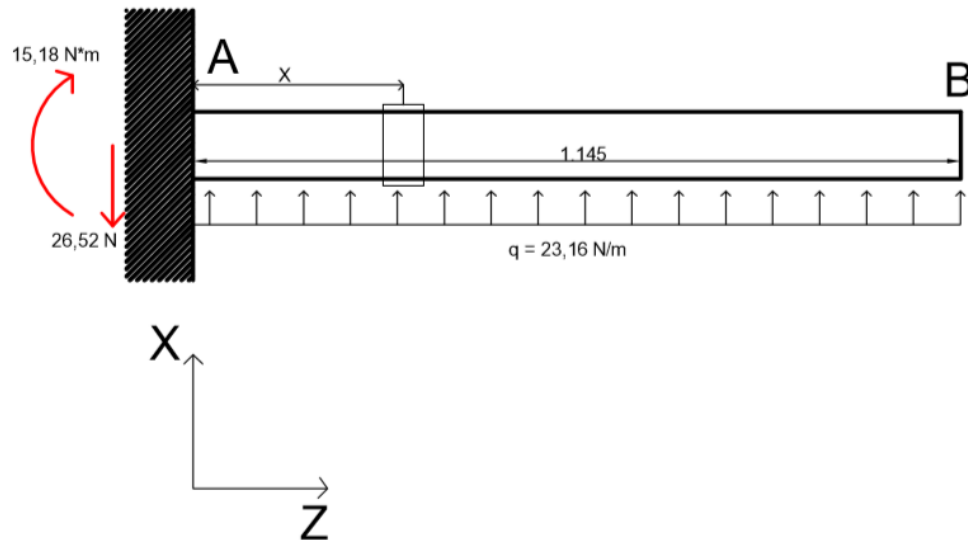


FIGURA 1.63. ELEMENTO DIFERENCIAL

La expresión del momento flector en función de la distancia  $x$  al elemento diferencial es:

$$M_f = 15,18 - 26,52x + 23,16 * \frac{x^2}{2}$$

Junto con la expresión anterior se sustituyen en la fórmula de Mohr el módulo de Young, la inercia respecto al eje Y, y la longitud del brazo, así obtenemos la expresión:

$$\delta_B = \frac{1}{1,33 * 10^{11} * 1,66 * 10^{-6}} * \int_0^{1,145} (15,18 - 26,52x + 11,58x^2)(1,145 - x) * dx$$

$$\delta_B = 2,25 * 10^{-5} \text{ m}$$

A continuación, se detalla este caso con el programa Patran/Nastran para obtener valores de tensión y deformación más precisos

### 3.3.2 Análisis elementos finitos

En esta ocasión el brazo estará sometido a fuerzas en planos de trabajo diferentes, por un lado, estarán las fuerzas del dron sin carga que deformarán el brazo en el plano ZY, por otro lado, la presión ejercida por el viento provocará una deformación en el plano ZX significativamente menor que la anterior debido a que los esfuerzos del caso sin carga son mayores que la fuerza que ejerce el viento.

Como en el apartado anterior, se empieza con la introducción de los esfuerzos resultantes en el extremo (mismo diseño, material y mallado).

#### 3.3.2.1 Esfuerzos

Se introducen los datos de los esfuerzos actuantes en el brazo. Como se enseña en la Figura 1.64, para este caso se introduce una presión constante en toda la cara lateral del brazo (cargas rojas) junto con una fuerza y momento aplicados en el nodo superior de la sección del extremo (cargas amarillas).

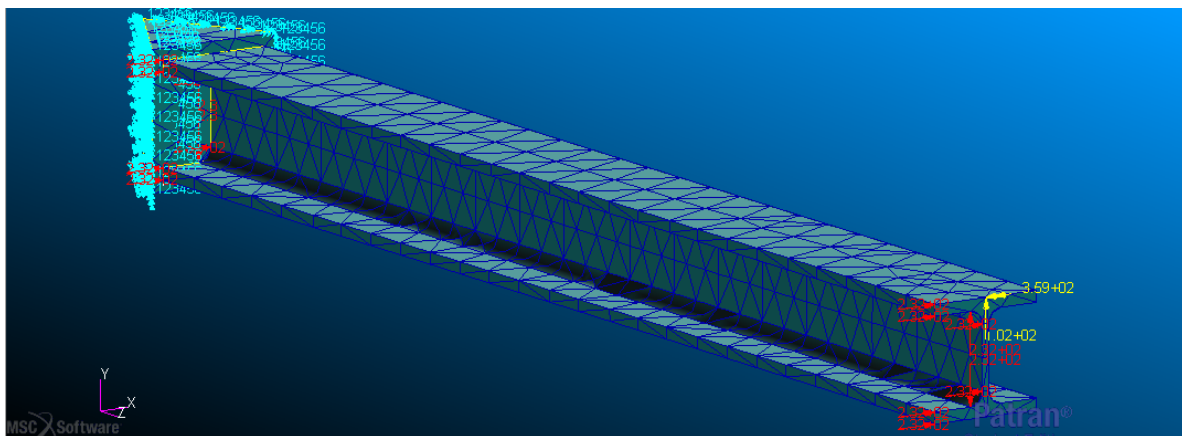


FIGURA 1.64. ESFUERZOS Y APOYOS DEL BRAZO

Se restringen los grados de libertad de las caras laterales (nodos en azul) para simular la unión de la sección con el resto del cuerpo.



### 3.3.2.2 Análisis estructural y resultados

- Deformaciones

Se muestra en la Figura 1.65 la deformación causada por el empuje de los motores trabajando en conjunto con viento lateral.

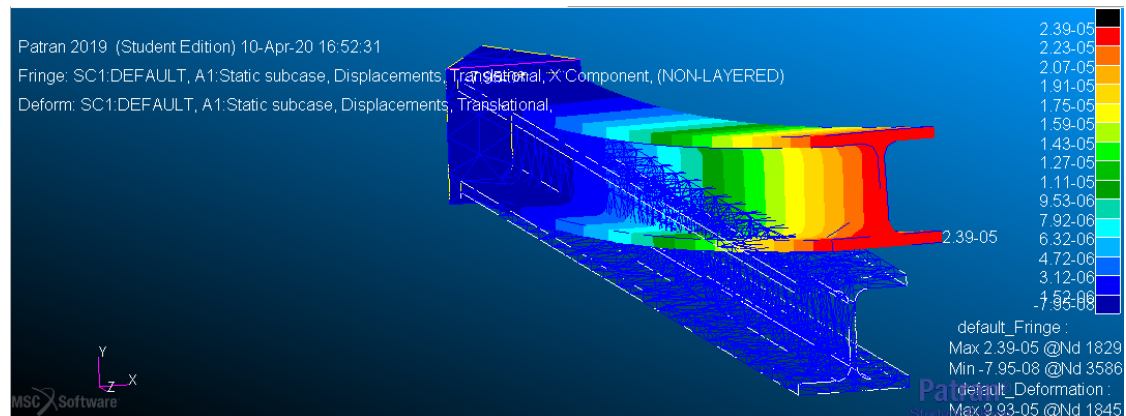


FIGURA 1.65. DEFORMACIÓN POR VIENTO LATERAL

Se observa una deformación máxima de valor  $2,39 \cdot 10^{-5}$  metros en el extremo del brazo, algo mayor que la calculada mediante procedimiento analítico ( $2,25 \cdot 10^{-5}$  metros), y menor a la representada en la Figura 1.66, provocada por el trabajo del motor en el extremo en ausencia de carga ( $5,58 \cdot 10^{-4}$  metros).

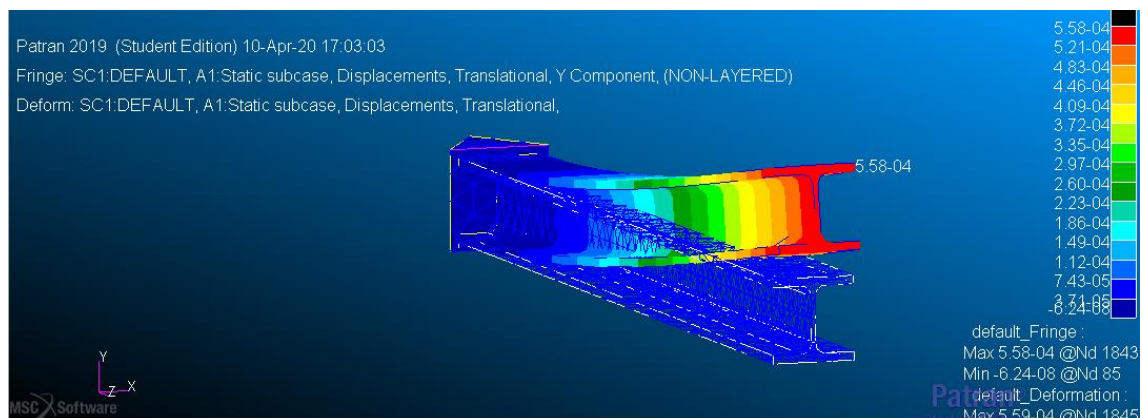


FIGURA 1.66. DEFORMACIÓN POR TRABAJO SIN CARGA

Ambos esfuerzos en conjunto producen la deformación total, en la que predomina la deformación por el trabajo del motor del extremo del brazo y éste se encuentra ligeramente deformado en sentido del eje X debido al viento lateral.

Ambas deformaciones en conjunto producen una flecha máxima de  $5,59 \times 10^{-4}$  metros, alcanzada por el punto superior derecho del ala superior de la sección, tal y como se muestra en la Figura 1.67.

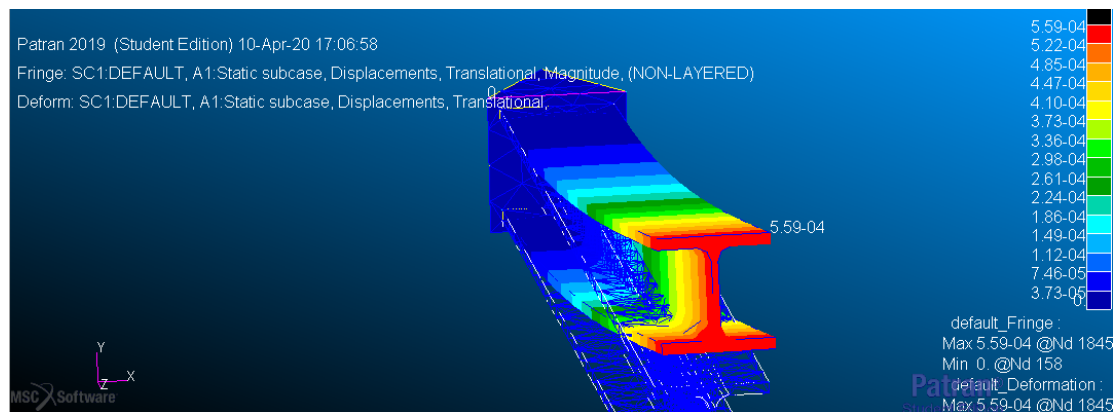


FIGURA 1.67. DEFORMACIÓN TOTAL

- Tensiones

Tras comentar las deformaciones se pasa a analizar el estado tensional del brazo ante estas solicitaciones, en la Figura 1.68 se representa el marco tensional que se produce a lo largo del brazo según el criterio de Von Mises.

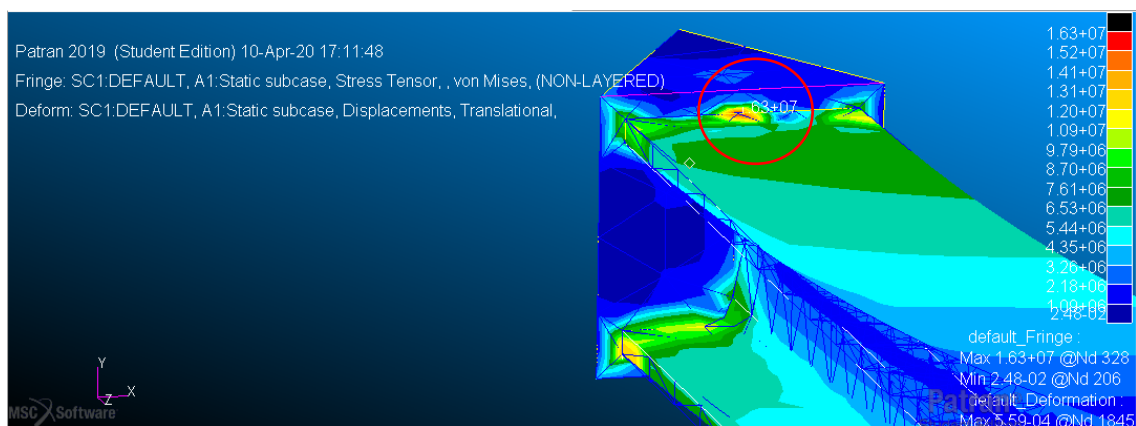


FIGURA 1.68. TENSIONES PRESENTES EN EL BRAZO

Se enfocan las tensiones de la sección de unión entre el brazo y la sección del cuerpo del dron correspondiente, el lugar donde se producen las mayores tensiones, alcanzando un valor máximo en el ala superior de  $1,63 * 10^7$  Pascales, señalado en la figura. A pesar de ello aún se trabaja dentro de los límites admisibles ( $\sigma_{Adm} = 19,2 * 10^7$  Pascales), asegurando que ante una racha de viento de esta magnitud el dron puede permanecer operativo.

### 3.3.3 Comparativa resultados obtenidos

TABLA 1.5. COMPARATIVA ENTRE RESULTADOS OBTENIDOS

	Procedimiento analítico	Patran/Nastran
Deformación por motor extremo (m)	$5,51 * 10^{-4}$	$5,58 * 10^{-4}$
Deformación viento lateral (m)	$2,25 * 10^{-5}$	$2,55 * 10^{-5}$
Deformación total (m)	$5,52 * 10^{-4}$	$5,59 * 10^{-4}$
Tensión máxima (MPa)	5,3	16,3

Puede observarse en la Tabla 1.5 que la deformación predominante es la provocada por el empuje total de los motores, las variaciones entre resultados de tensiones obtenidos de manera analítica y con Patran/Nastran son debidas a que éste último tiene en cuenta las concentraciones de tensión en la sección de estudio. La similitud de magnitud entre deformaciones valida ambos análisis.

## 3.4 Resultados finales

En este apartado se detallan los resultados obtenidos para cada uno de los casos, tomando como referencia los valores obtenidos mediante el software de

elementos finitos, de esta manera podemos apreciar en la Tabla 1.6 las deformaciones, tensiones y esfuerzos para cada uno de los casos.

*TABLA 1.6. RESULTADOS DE LOS 3 CASOS DE ESTUDIO*

	Dron sin carga	Dron con carga	Dron sin carga y con viento lateral
Deformación máxima (m)	$5,50 * 10^{-4}$	$9,64 * 10^{-5}$	$5,59 * 10^{-4}$
Tensión máxima (MPa)	14,1	3,17	16,3

### 3.5 Análisis modal

Con la finalidad de asegurar la operación del dron tomando en cuenta su resistencia a las vibraciones durante el servicio se realiza un análisis modal de los brazos.

Con ello se pretende averiguar las frecuencias a las que los brazos podrían entrar en resonancia mecánica con la finalidad de evitarlas, debido a que esto provoca una ruptura catastrófica de las estructuras al aumentar la amplitud de vibración exponencialmente hasta su fallo.

Se hallarán los 10 primeros modos de vibración mediante el programa de elementos finitos ya usado Patran/Nastran.

Se realizarán dos análisis. El primero consistirá en un procedimiento analítico que ofrecerá como resultado dos de los modos de vibración de la sección de estudio, posteriormente, el software Patran/Nastran, se obtendrán los 10 primeros modos de vibración del sistema equivalente.

Tras detallar el marco de ejecución de ambos análisis se procede a realizar el procedimiento analítico.

### 3.5.1 Análisis modal mediante procedimiento analítico

El análisis consistirá en calcular las dos primeras frecuencias naturales de la sección equivalente, con el objetivo de permitir una validación de los resultados que se obtendrán mediante el software de elementos finitos.

Se pretende analizar la sección equivalente, sometida a una carga "p" en su sección libre (B) que provoca una deformación "δ", como un sistema vibratorio de un grado de libertad excitado por una fuerza "p" y compuesto por una masa "M" igual a la masa del brazo, y un muelle de constante elástica "k", igual a la rigidez del brazo estudiado.

Ambos sistemas se representan en la Figura 1.69.

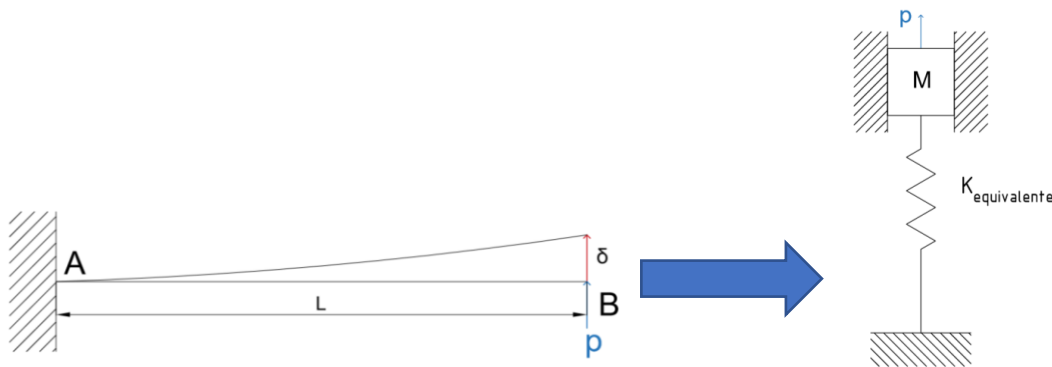


FIGURA 1.69. EQUIVALENCIA ENTRE SISTEMAS.

Se conoce el valor de la flecha en el extremo del brazo provocada por el esfuerzo "p":

$$\delta = \frac{pL^3}{3EI}$$

Siendo L la longitud del brazo, E su módulo elástico e I la inercia de la sección de estudio.

Por otro lado, se relacionan ambos sistemas mediante la siguiente ecuación:

$$p = k_{eq}\delta$$

Sustituyendo el valor de la flecha en el extremo del brazo:

$$p = k_{eq} * \frac{pL^3}{3EI}$$

Se puede calcular la rigidez equivalente del muelle del sistema vibratorio despejando k de la ecuación.

$$k_{eq} = \frac{3EI}{L^3}$$

Sustituyendo el módulo elástico ( $E=1,33 * 10^{11}$  pascales), la longitud del brazo ( $L=1,145$  m) y cada una de las dos inercias obtenemos las dos rigideces equivalentes:

$$k_{eq1} = \frac{3EI_{xx}}{L^3} = \frac{3 * 1,33 * 10^{11} * 4,48 * 10^{-6}}{1,145^3} = 1,19 * 10^6 \frac{N}{m}$$

$$k_{eq2} = \frac{3EI_{yy}}{L^3} = \frac{3 * 1,33 * 10^{11} * 1,66 * 10^{-6}}{1,145^3} = 4,41 * 10^5 \frac{N}{m}$$

Conociendo la masa de la sección (16 kg), puede calcularse dos de las frecuencias naturales del brazo.

$$\omega = \sqrt{\frac{k_{eq}}{m}}$$

Por lo tanto:

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{1,19 * 10^6}{16}} = 166,02 \frac{Rad}{seg} * \frac{1}{2\pi Rad} = 26,42 Hz$$

$$\omega_2 = \sqrt{\frac{4,41 * 10^5}{16}} = 272,71 \frac{Rad}{seg} * \frac{1}{2\pi Rad} = 43,40 Hz$$

### 3.5.2 Análisis modal mediante Patran/Nastran

Su procedimiento se asemeja al seguido en los análisis estático-lineales de los casos anteriores.

Se mantiene el diseño de la sección de estudio, el material empleado para la construcción de brazo (propiedades elásticas, coeficiente de Poisson... etc.) y se incluyen tanto las restricciones de los apoyos en las superficies de simetría, como los esfuerzos en el extremo del brazo obteniendo el modelo representado en la Figura 1.70.

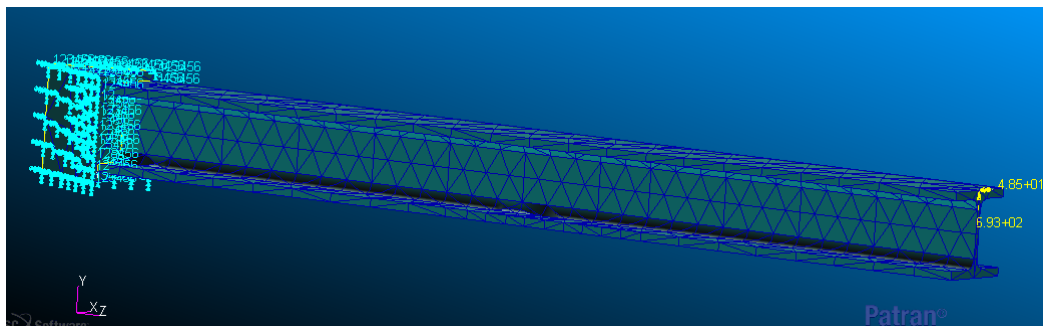


FIGURA 1.70. DISEÑO SECCIÓN CON ESFUERZOS (DRON SIN CARGA)

Es en ese punto en donde se empiezan a analizar los modos de vibración de la sección equivalente.

Se ejecuta el análisis de todo el modelo y, tras él, se obtienen los 10 primeros modos y su frecuencia de vibración del archivo de texto que recoge los resultados del análisis.

TABLA 1.7. VALIDACIÓN DE LOS DOS PRIMEROS MODOS DE VIBRACIÓN.

Modo de vibración	Resultado analítico	Resultado ofrecido por Patran/Nastran
1	26,42	26,048
2	43,40	40,407

Quedan verificados los dos primeros modos de vibración, comparando sus resultados en la Tabla 1.7.

Por otro lado, se exponen los 10 primeros modos de vibración mediante Patran, importando las soluciones obtenidas. De esta manera, se muestra en la Tabla 1.8 los valores más representativos de éstos, junto con sus frecuencias de vibración en hercios y las deformaciones máximas alcanzadas en metros.

TABLA 1.8. MODOS, FRECUENCIAS Y DEFORMACIONES PARA BRAZO LIBRE.

MODO DE VIBRACIÓN	FRECUENCIA (Hz)	DEFORMACIÓN MÁXIMA (m)	TIPO DE DEFORMACIÓN
1	26,048	0,247	Horizontal
2	40,407	0,242	Vertical
3	57,924	0,305	Torsión
4	158,764	0,247	Horizontal
5	206,983	0,335	Torsión
6	213,628	0,229	Vertical
7	356,354	0,343	Torsión
8	416,653	0,3	Torsión
9	433,184	0,33	Torsión
10	452,047	0,326	Torsión

De esta manera se representa en las siguientes figuras los 3 primeros modos.

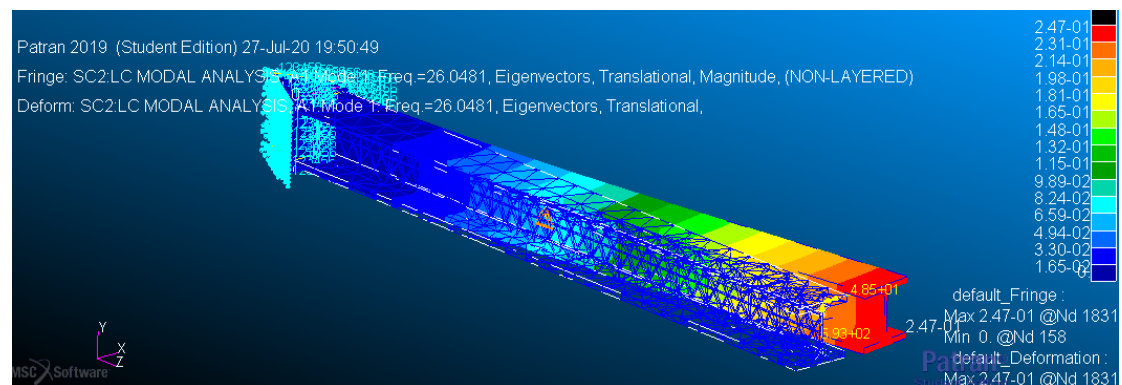


FIGURA 1.71. MODO DE VIBRACIÓN 1, SECCIÓN DE ESTUDIO DEFORMADA.

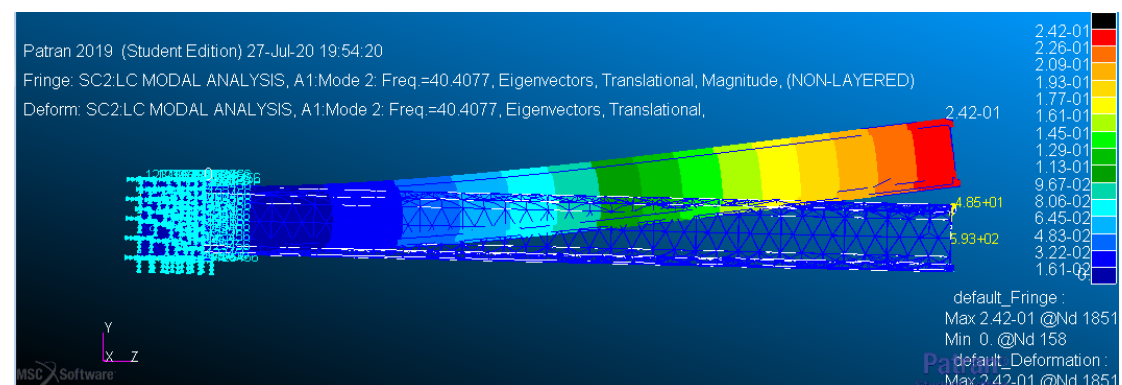


FIGURA 1.72. MODO DE VIBRACIÓN 2, SECCIÓN DE ESTUDIO DEFORMADA.



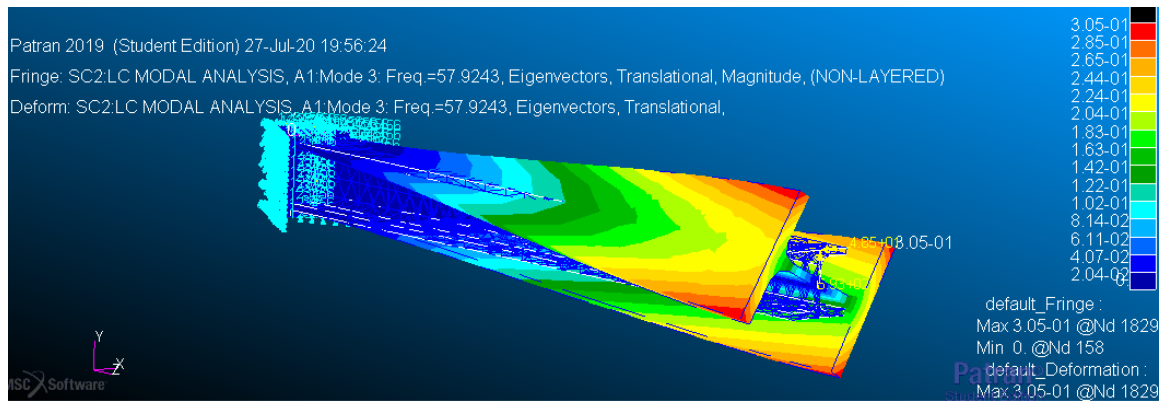
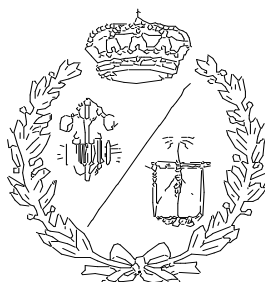


FIGURA 1.73. MODO DE VIBRACIÓN 2, SECCIÓN DE ESTUDIO DEFORMADA.

Tras observar la magnitud de las deformaciones de los tres primeros modos de vibración se decide realizar una modificación en el diseño final del dron, disponiendo los brazos a dos alturas diferentes evitando así que puedan colisionar entre sí debido a las deformaciones provocadas en caso de entrar en resonancia mecánica.

**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS  
INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN**

**UNIVERSIDAD DE CANTABRIA**



***Proyecto Fin de Grado***

## **DOCUMENTO III. PLANOS**

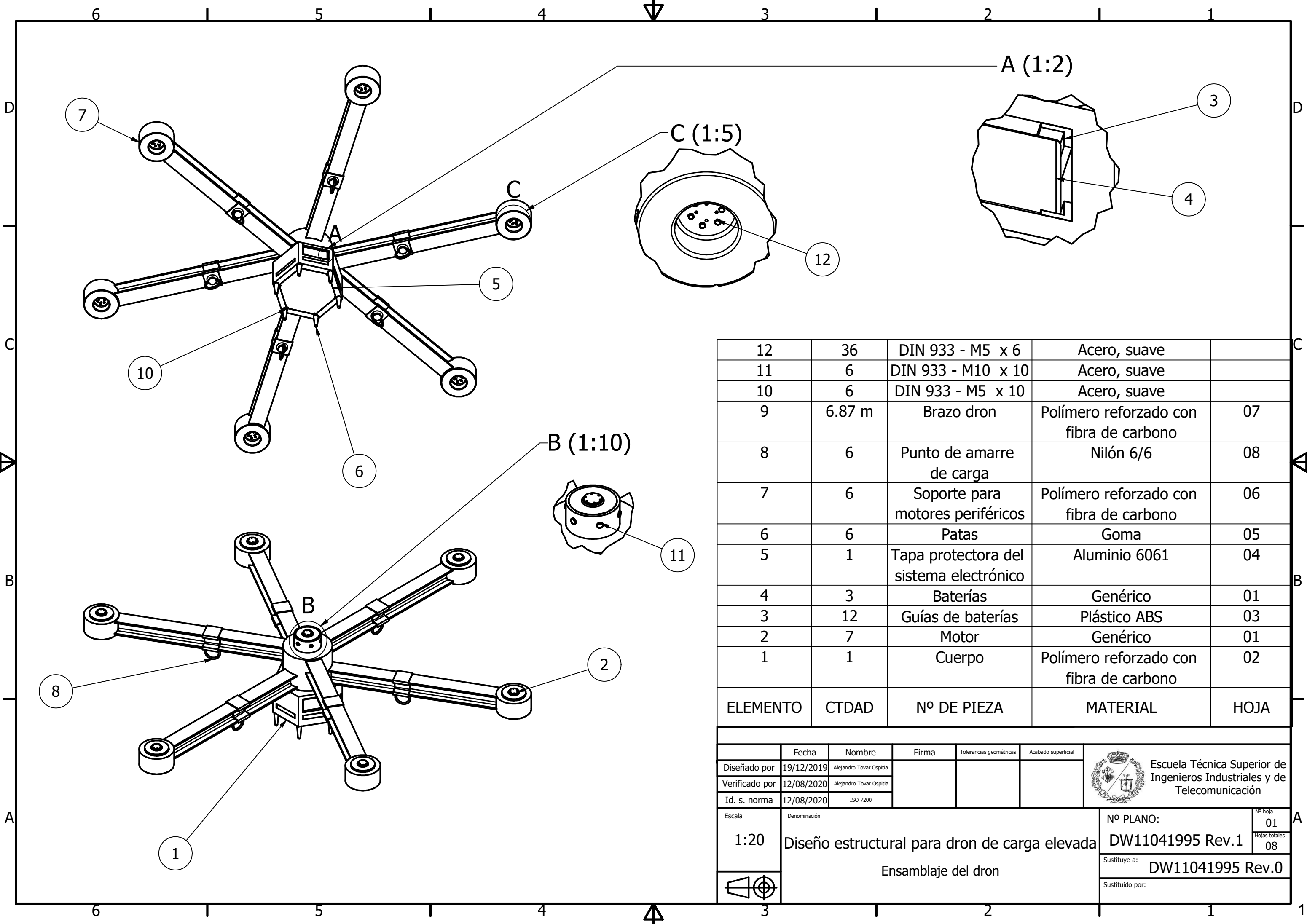
**Autor: Alejandro Tovar Ospitia**

**Tutores: Alberto Diez Ibarbia, J.F. López-Agudo Pérez**



**JULIO-2020**

## ÍNDICE

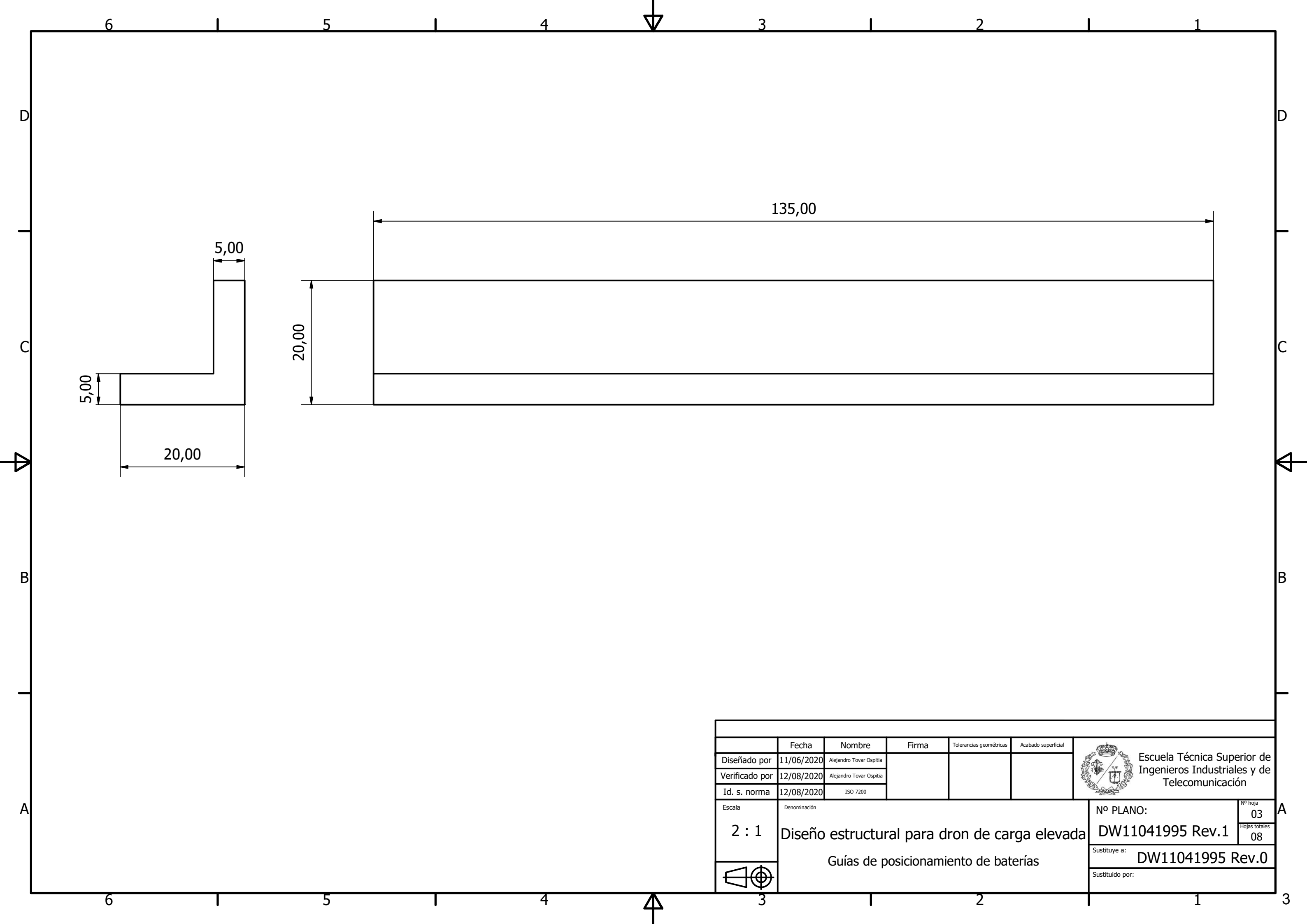
1. Plano de ensamblaje.....	1
2. Cuerpo central dron.....	2
3. Guías de posicionamiento de baterías .....	3
4. Tapa protectora del sistema electrónico.....	4
5. Elementos de aterrizaje.....	5
6. Soporte para motores periféricos .....	6
7. Brazo dron .....	7
8. Punto de amarre de carga .....	8

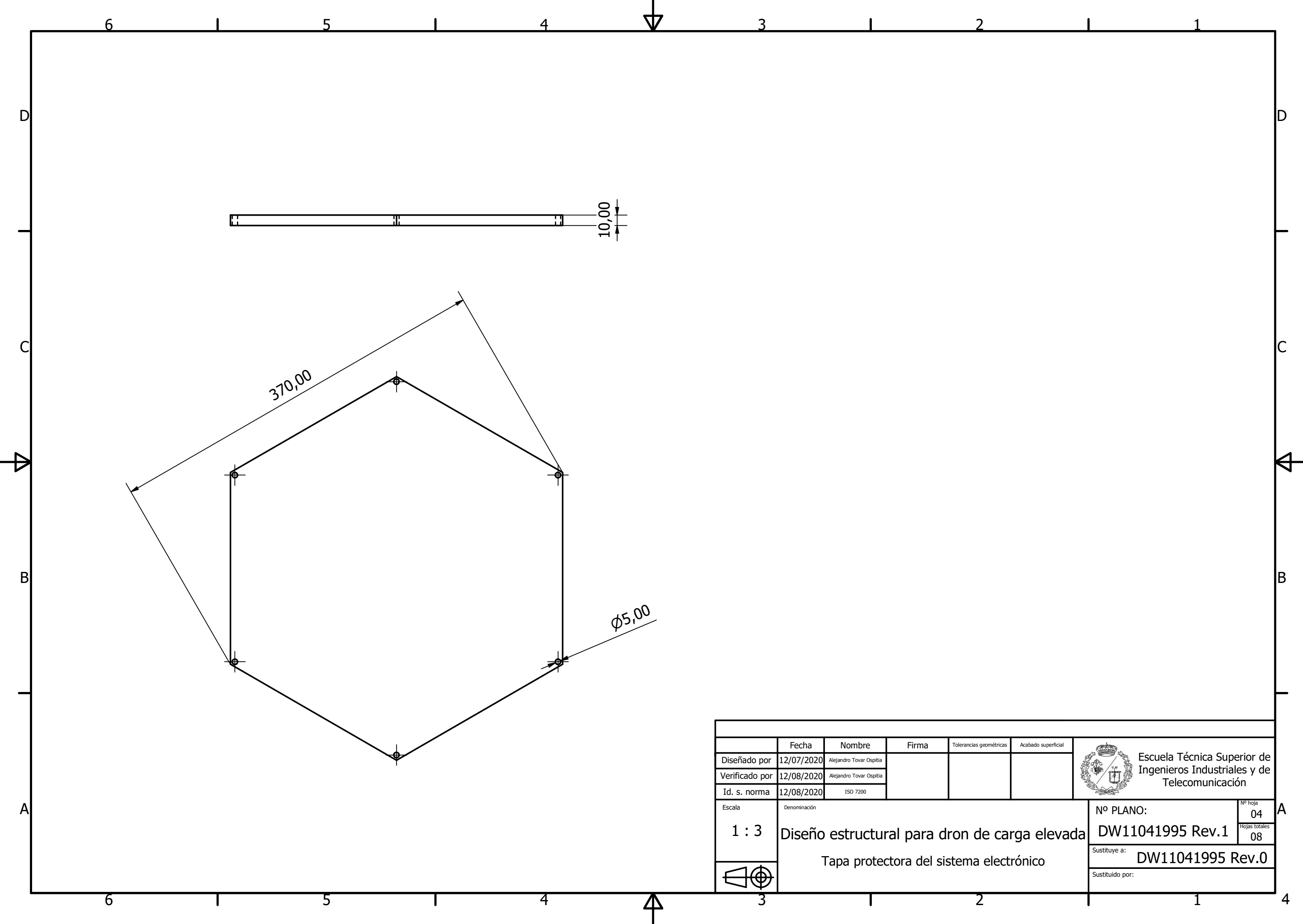


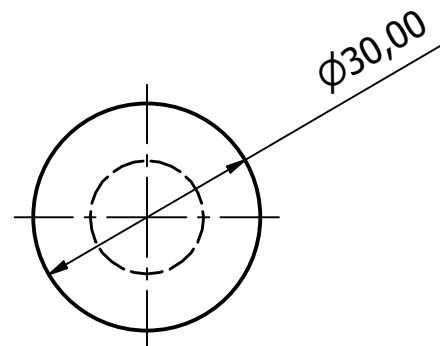
12	36	DIN 933 - M5 x 6	Acero, suave	
11	6	DIN 933 - M10 x 10	Acero, suave	
10	6	DIN 933 - M5 x 10	Acero, suave	
9	6.87 m	Brazo dron	Polímero reforzado con fibra de carbono	07
8	6	Punto de amarre de carga	Nilón 6/6	08
7	6	Soporte para motores periféricos	Polímero reforzado con fibra de carbono	06
6	6	Patas	Goma	05
5	1	Tapa protectora del sistema electrónico	Aluminio 6061	04
4	3	Baterías	Genérico	01
3	12	Guías de baterías	Plástico ABS	03
2	7	Motor	Genérico	01
1	1	Cuerpo	Polímero reforzado con fibra de carbono	02
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	MATERIAL	HOJA



	Fecha	Nombre	Firma	Tolerancias geométricas	Acabado superficial	 Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación	
Diseñado por	19/12/2019	Alejandro Tovar Ospitia					
Verificado por	12/08/2020	Alejandro Tovar Ospitia					
Id. s. norma	12/08/2020	ISO 7200					
Escala	Denominación					Nº PLANO:	Nº hoja
1:20	Diseño estructural para dron de carga elevada					DW11041995 Rev.1	01
	Ensamblaje del dron					Sustituye a:	Hojas totales
						DW11041995 Rev.0	08
						Sustituido por:	



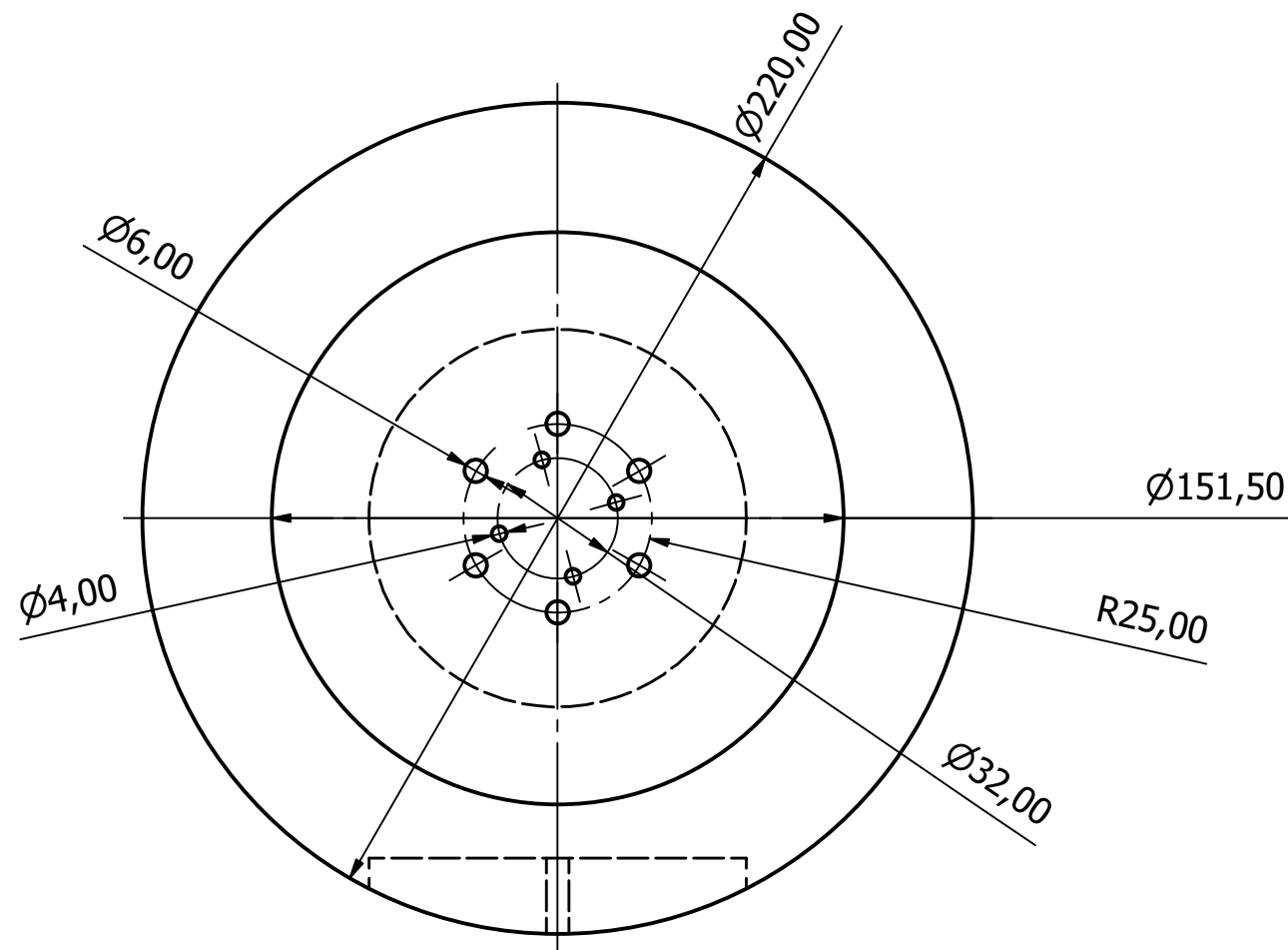
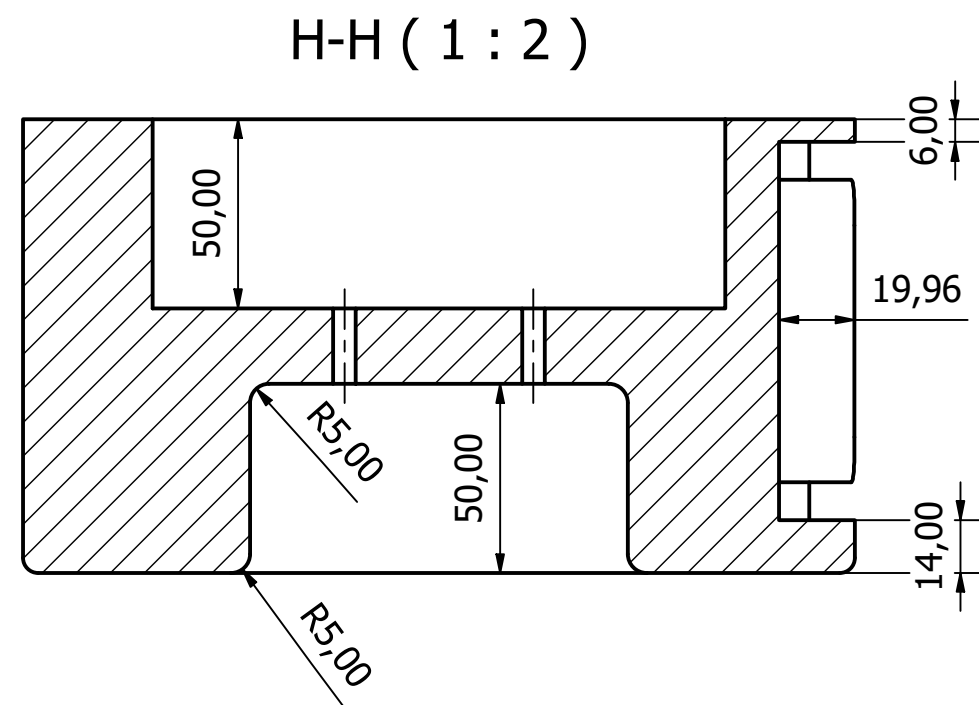
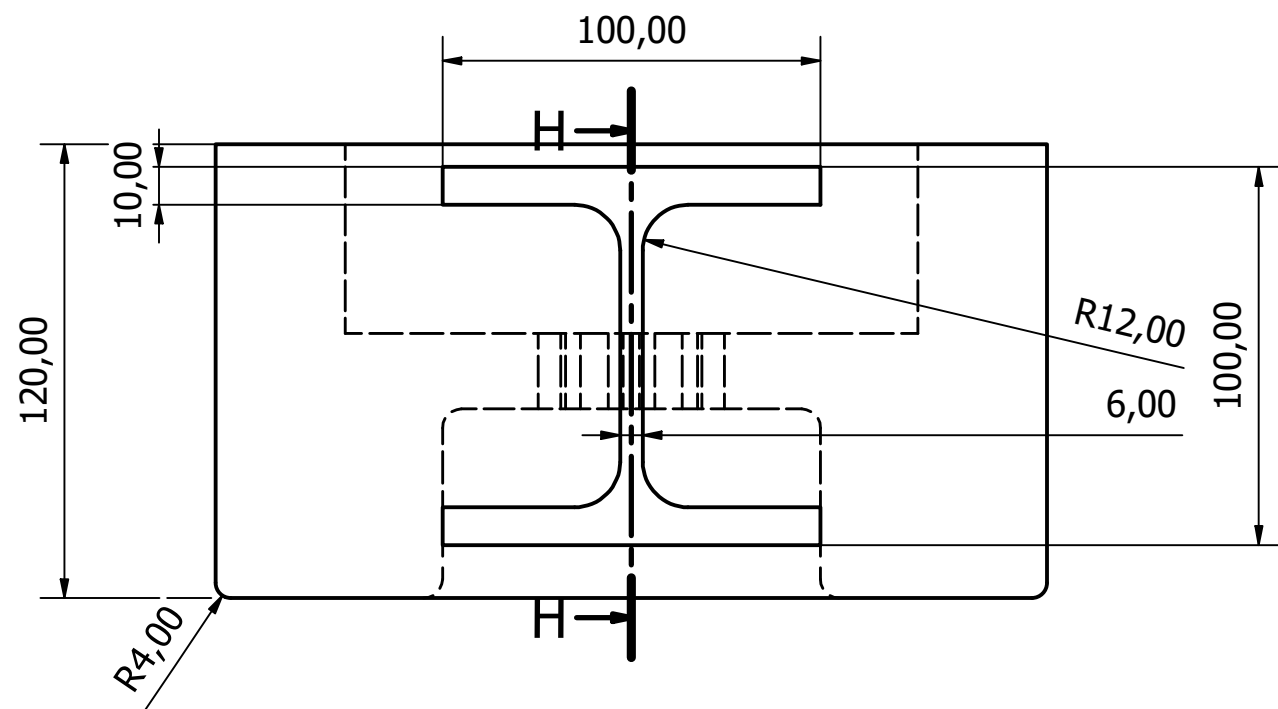






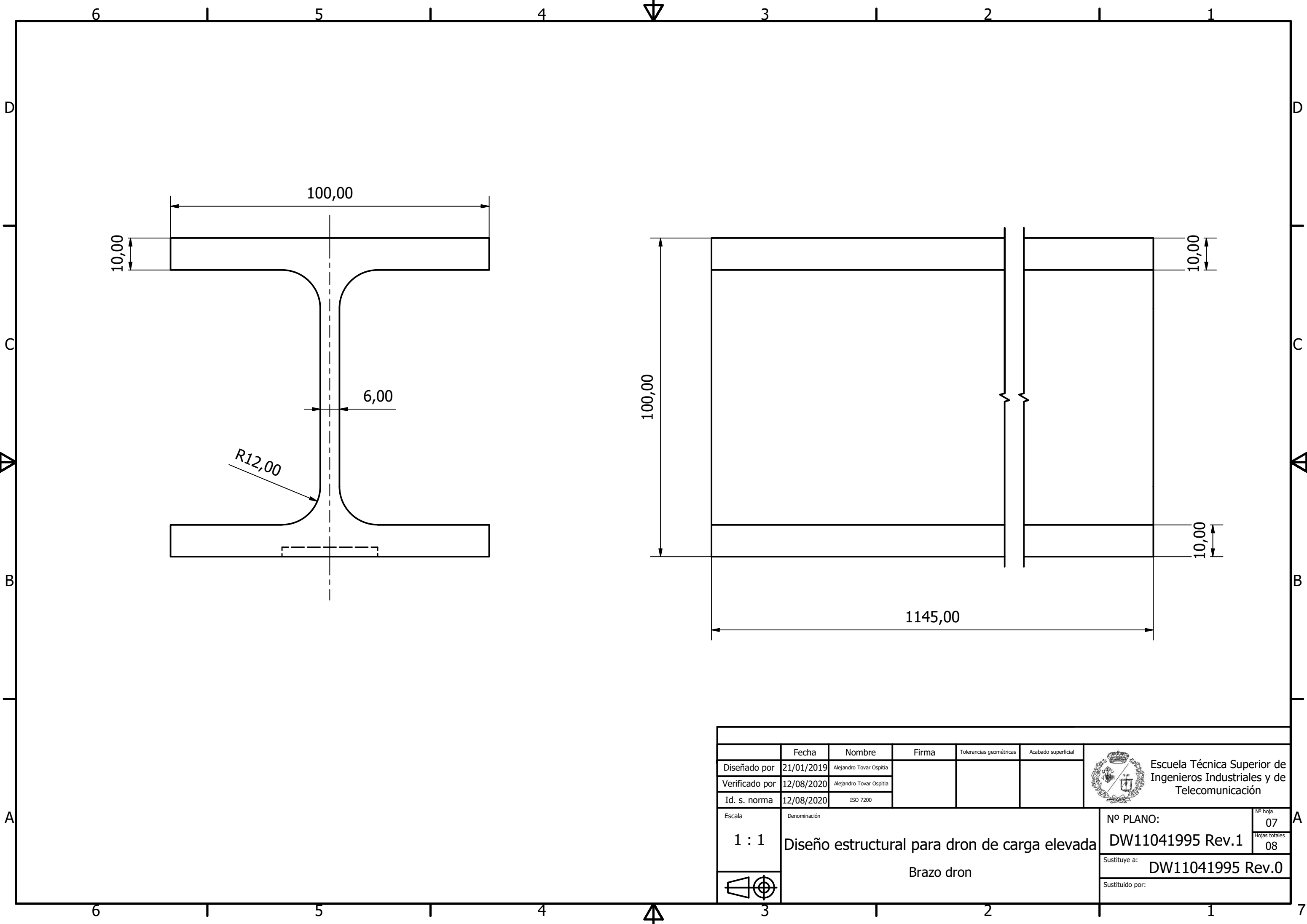


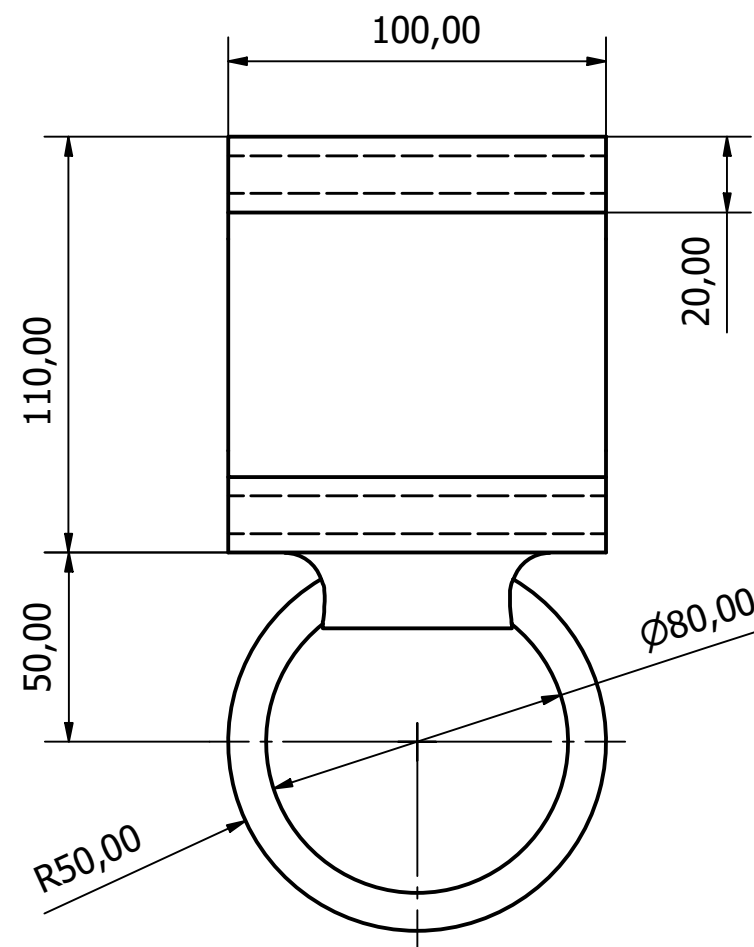
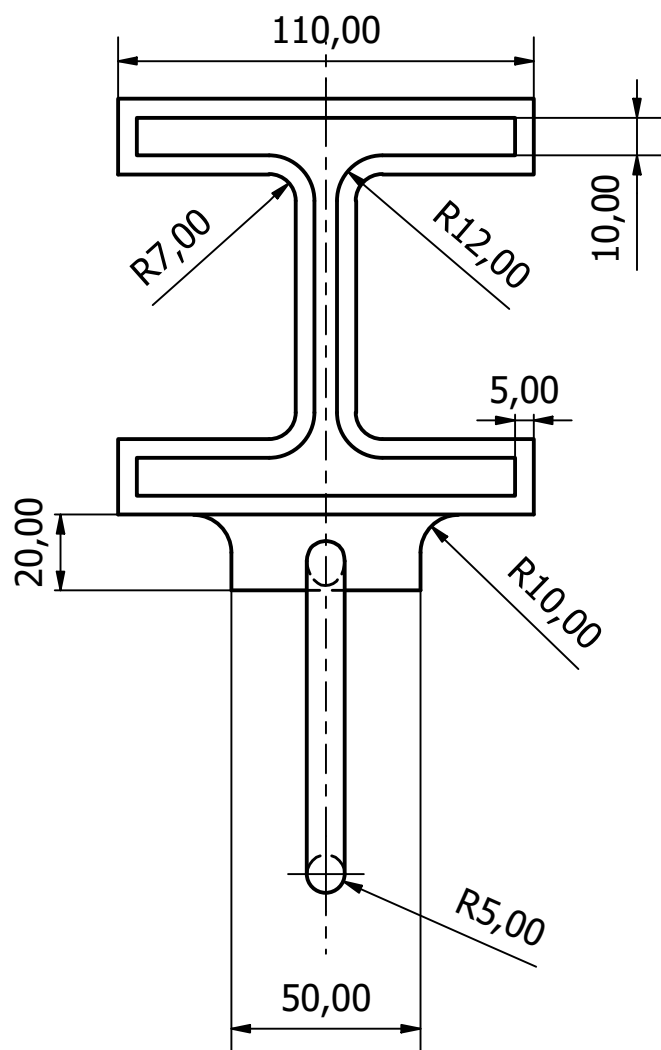
	Fecha	Nombre	Firma	Tolerancias geométricas	Acabado superficial	 <div>Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación</div>
Diseñado por	04/08/2020	Alejandro Tovar Ospitia				
Verificado por	12/08/2020	Alejandro Tovar Ospitia				
Id. s. norma	12/08/2020	ISO 7200				
Escala	Denominación				Nº PLANO:	Nº hoja
1 : 1	Diseño estructural para dron de carga elevada				DW11041995 Rev.1	05
					Elementos de aterrizaje	
	08					
					Sustituye a:	DW11041995 Rev.0
					Sustituido por:	







	Fecha	Nombre	Firma	Tolerancias geométricas	Acabado superficial		Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación
Diseñado por	19/12/2019	Alejandro Tovar Ospitia					
Verificado por	12/08/2020	Alejandro Tovar Ospitia					
Id. s. norma	12/08/2020	ISO 7200					
Escala	Denominación					Nº PLANO:	Nº hoja
1 : 2	Diseño estructural para dron de carga elevada					DW11041995 Rev.1	06
	Soporte para motores periféricos					Sustituye a:	Hojas totales
						DW11041995 Rev.0	08
						Sustituido por:	





									Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación	
	Fecha	Nombre	Firma	Tolerancias geométricas	Acabado superficial					
Diseñado por	29/07/2020	Alejandro Tovar Ospitia								
Verificado por	12/08/2020	Alejandro Tovar Ospitia								
Id. s. norma	12/08/2020	ISO 7200								
Escala	Denominación					Nº PLANO:	Nº hoja			
1 : 2	Diseño estructural para dron de carga elevada					DW11041995 Rev.1	08			
						Punto de amarre de carga				
						Sustituido por:				



Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación

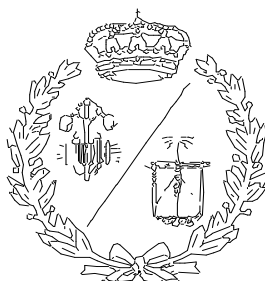
Nº PLANO: DW11041995 Rev.1

Sustituye a: DW11041995 Rev.0

Sustituido por:

**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS  
INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN**

**UNIVERSIDAD DE CANTABRIA**



***Proyecto Fin de Grado***

## **DOCUMENTO IV. PLIEGO DE CONDICIONES**

**Autor: Alejandro Tovar Ospitia**

**Tutores: Alberto Diez Ibarbia, J.F. López-Agudo Pérez**

**JULIO-2020**

## ÍNDICE

1.	Alcance.....	1
2.	Diseño .....	1
2.1.	Especificaciones generales.....	1
2.2.	Diseño de componentes estructurales .....	2
3.	Subcontratación.....	2
3.1.	Selección y aceptación de proveedores.....	2
3.2.	Inspección a proveedores .....	3
3.3.	Plazos de entrega e incumplimientos .....	3
3.3.1.	Materiales .....	3
3.3.2.	Identificación.....	4
3.4.	Facturación.....	4
3.5.	Pago a proveedores.....	5
4.	Montaje.....	5
4.1.1.	Montaje de elementos estructurales .....	5
4.2.	Montaje de motores y hélices.....	6
4.3.	Montaje de baterías y elementos electrónicos .....	7
5.	Inspección y pruebas en taller .....	7
5.1.	Inspección estructural.....	7
5.2.	Periodo de pruebas .....	8
6.	Conformidad de cliente .....	8
6.1.	Pruebas de aceptación de cliente .....	8
6.2.	Entrega de documentación .....	8
6.2.1.	Recepción de documentación.....	9
7.	Condiciones de uso .....	9
7.1.	Preparativos previos a operación.....	9
7.2.	Vuelo .....	10
7.3.	Amarre de cargas .....	10
7.4.	Requisitos de almacenaje y transporte.....	10
8.	Mantenimiento .....	11

# 1. Alcance

El presente documento se redacta con la finalidad de aclarar las condiciones de ejecución de este proyecto.

En él, se especifican los requerimientos del producto en relación a su diseño estructural, subcontratación, montaje, criterios de aceptación, mantenimiento y seguridad.

# 2. Diseño

Se redactan en este apartado los requerimientos de diseño de componentes estructurales y las especificaciones esperadas antes de fabricación y montaje del chasis.

## 2.1. Especificaciones generales

La ejecución de este proyecto otorgará como producto final un dron capaz de ofrecer una capacidad de elevación transportando una carga de 300 kilogramos, con autonomía de vuelo aproximada 50 minutos. Las principales especificaciones dimensionales del producto son las siguientes:

- |   |        |
|---|--------|
| • Distancia entre centros de motores opuestos (m) | 2,68   |
| • Hélices propulsoras (m)                         | 1,194  |
| • Altura máxima (m)                               | 0,7    |
| • Diámetro interior soportes motores (m)          | 0,1515 |
| • Longitud de brazo (m)                           | 1,145  |

Se muestran en el documento "Planos" las medidas más detalladas de cada uno de los componentes estructurales.

## 2.2. Diseño de componentes estructurales

Se realizará el diseño en programa 3D de cada uno de los componentes estructurales. Quedarán registrados en el documento "Planos" los materiales de construcción, las medidas de cada una de las piezas y a las tolerancias tanto dimensionales como geométricas de los productos del diseño y ensamblaje de componentes.

Tras el diseño, se procederá a realizar un análisis tensional de cada uno de los componentes, comprobando así las prestaciones ofrecidas antes de su fabricación. De esta manera, se asegura la capacidad de carga de la estructura final.

## 3. Subcontratación

Se recogen en este apartado los requisitos sujetos al ámbito de la subcontratación de las piezas estructurales y componentes electrónicos fabricados o adquiridos a terceros que compondrán el equipo del proyecto.

### 3.1. Selección y aceptación de proveedores

La subcontratación será gestionada y realizada por el departamento de compras a empresas, previamente homologadas por el departamento técnico.

Tras detectar la necesidad de subcontratación el departamento de compras remitirá una lista con los candidatos, con los que haya previamente negociado, al departamento técnico. Será este último quien decida el más adecuado según su criterio, y, en caso de existir varios adecuados, el orden de preferencia. Simultáneamente, el departamento técnico nombrará un responsable de subcontratación en la empresa proveedora a efecto de contacto técnico e inspección.

### 3.2. Inspección a proveedores

El responsable técnico de subcontratación visitará las dependencias del proveedor, previo aviso y acuerdo de fechas, accediendo a labores de inspección y aceptación de piezas o modificaciones de suministro. El proveedor se encargará de aportar al responsable técnico los elementos de medida, previamente homologados por una compañía acreditada, así como los medios humanos, para llevar a cabo la labor inspectora.

### 3.3. Plazos de entrega e incumplimientos

Los productos han de ser aportados dentro del plazo establecido por el departamento de compras tras emitir el pedido oficialmente.

Las modificaciones surgidas en la entrega como falta de stock, cambio de diseño o imposibilidad de cumplir con los plazos establecidos, han de ser comunicadas de manera inmediata al responsable de contratación tras ser conocidas debido a que es el responsable de evaluar, aceptar o rechazar dichas modificaciones según su criterio, informando previamente al proveedor y departamento de compras en caso de ser necesaria alguna modificación de documentos originales o condiciones contractuales.

Se documentarán las propiedades de los suministros de manera que, junto con el albarán aportado por el proveedor, quede acreditado que el producto cumple con las propiedades exigidas por el pedido.

La garantía de calidad de los suministros, aportada por el proveedor, durará desde la emisión del pedido hasta la entrega del último lote.

Por otro lado, queda rescindido automáticamente el contrato si no se cumplen las siguientes condiciones:

#### 3.3.1. Materiales

Los materiales han de cumplir las condiciones especificadas en los planos de construcción y otros documentos que componen el proyecto. La calidad



de los productos han de cumplir las normas vigentes de carácter complementario a este documento.

### 3.3.2. Identificación

La identificación del material se realizará cumpliendo con los requisitos del pedido. Queda permitido el marcado de piezas mediante rotulación o etiquetado, se prohíbe cualquier identificación que implique daño superficial.

Queda indicado así, que en caso de incumplir las condiciones anteriores el subcontratista deberá responder, frente a empresas y terceros, de todos los daños y/o perjuicios producidos directamente por falta de calidad del producto suministrado, siempre que se hubiera hecho un buen uso de este.

Por último, el plazo de entrega de suministros será improrrogable, excepto bajo las condiciones expuestas al inicio de este apartado, cualquier otro motivo será considerado incumplimiento y se aplicarán las penalizaciones pertinentes incluidas en el contrato.

## 3.4. Facturación

Las facturas serán emitidas en papel, debidamente firmadas y selladas, acompañadas de copia y albarán de entrega de elementos que figuren en ellas.

En caso de requerirse su formato digital, las facturas se enviarán por medio previamente acordado con el departamento de administración, siguiendo las siguientes pautas:

- Se hará uso del formato español de factura "e".
- Se garantizará la autenticidad de origen y la integridad de las facturas mediante firma electrónica generada con certificados electrónicos admitidos.

- Se almacenarán las facturas digitalmente tal y como fueron enviadas incluyendo sus firmas electrónicas.

En cualquier caso, se seguirán las órdenes: EHA 962/2007 sobre facturación electrónica y Orden PRE-2971/2007 sobre expedición de facturas cuando el destinatario es la Administración General del Estado, emitidas por Agencia Tributaria y la Secretaría de Estado de Telecomunicaciones y para la Sociedad de la Información.

### 3.5. Pago a proveedores

Tras la conformidad del responsable asignado, se procederá al abono mediante ingreso bancario, con un plazo máximo de 60 días, incluyendo el periodo de aceptación, tramitación, contabilidad y pago.

## 4. Montaje

Se establecerán los criterios de ensamblaje tanto de los componentes estructurales como los otros elementos que compondrán el dron. Así mismo, se hará referencia a los controles preliminares de calidad previos al montaje de cada elemento.

### 4.1.1. Montaje de elementos estructurales

#### 4.1.1.1. Cuerpo central

Antes de su montaje se verificará por inspección visual el estado superficial de la pieza, en caso de detectarse algún defecto tal como poros, marcas o grietas, se reclamará directamente a fabricación.

Durante el montaje se empleará un adhesivo genérico para piezas de fibra de carbono, siguiendo las indicaciones del proveedor respectivas al pegado y el curado de dicho adhesivo, asegurando uniones resistentes entre el cuerpo y los brazos.

De la misma manera se realizará el montaje de los elementos de aterrizaje y las guías-soporte de las baterías en las ranuras mecanizadas en el cuerpo central.

Tras finalizar el montaje se lleva a cabo un control dimensional y posicional de todos los componentes, realizado por el departamento de calidad, para verificar la conformidad con el diseño.

#### 4.1.1.2. Brazos

Previo al montaje se inspecciona visualmente la superficie de los soportes de los motores, los brazos y los puntos de amarre de carga, en busca de defectos superficiales que puedan comprometer la calidad del producto final, o sus propiedades mecánicas. En caso de detectar alguno reclamar las piezas defectuosas a proveedor.

El operario realizará primeramente el montaje del punto de amarre, deslizándolo a través del brazo, hasta la marca realizada en el mismo, utilizando el adhesivo adecuado.

Tras comprobar que no existan residuos de adhesivo en las uniones se montan los soportes de los motores periféricos, respetando los tiempos de pegado y curado y eliminando el exceso de adhesivo de las uniones.

Se finaliza el montaje estructural con la unión entre los brazos y el cuerpo central. Tras el pegado se procede a un control dimensional y posicional, realizado por el departamento de calidad, para asegurar la conformidad del diseño. Posteriormente, se realizan los ensayos de flexión pertinentes para verificar la resistencia de las uniones creadas, trabajando dentro de los límites estructurales establecidos en el anexo de cálculos.

## 4.2. Montaje de motores y hélices

Se realiza el montaje de los motores periféricos en los soportes fabricados mediante atornillado en los agujeros preparados en el soporte.

De igual manera se atornillan las hélices de fibra de carbono a los motores siguiendo los agujeros guía del rotor.

Por último, se realiza el atornillado del motor auxiliar central en la zona superior del cuerpo mediante 6 tornillos de métrica 5 dispuestos en la cara lateral del motor, siempre aplicando el par de apriete específico. De esta manera, se asegura el correcto amarre del motor al cuerpo.

#### 4.3. Montaje de baterías y elementos electrónicos

Se realizará el montaje de baterías y demás elementos eléctricos/electrónicos según especificaciones de la empresa subcontratada para el diseño y ejecución de la circuitería eléctrico/electrónica del dron.

### 5. Inspección y pruebas en taller

Quedan indicados en este apartado todas las comprobaciones a realizar en los elementos previas a la aceptación del producto final, a fin de preservar la calidad del dron obtenido.

#### 5.1. Inspección estructural

Antes de ejecutar el montaje de los componentes propulsores (motores y hélices) se realiza una inspección visual en busca de defectos superficiales, prestándose especial atención a los puntos de unión entre los diversos elementos que componen el chasis.

Tras esta inspección preliminar se realizará el montaje de los componentes electrónicos y mecánicos. Se realizará una segunda inspección verificando el correcto apriete de los elementos de sujeción, el movimiento cómo de las hélices y el posicionamiento adecuado de las baterías.

Se procede, finalmente, a probar la calidad del producto final.

## 5.2. Periodo de pruebas

Se establece un periodo de 21 días durante el cual se realizarán diversas pruebas de calidad.

Entre estas se incluyen pruebas de carga, de tiempo de vuelo, pruebas de vuelo en condiciones adversas simuladas (viento lateral bajo, medio y fuerte), análisis mediante cargas simuladas de la resistencia estructural y distancias máximas de operación.

Se toman como resultados válidos una duración estimada de vuelo igual o superior a los 52 minutos, y una carga máxima de vuelo igual o superior a 300 kilogramos (excluyendo el peso propio del dron).

Cabe añadir que, salvo por autorización escrita y debidamente cumplimentada, no se suministrará el equipo hasta que se haya verificado su correcto funcionamiento y se haya firmado su visto bueno siguiendo los protocolos de calidad y aceptación vigentes.

## 6. Conformidad de cliente

### 6.1. Pruebas de aceptación de cliente

Tras la aceptación de producto se redactará un informe complementario y se entregará a cliente, a partir de ese punto, se llevarán a cabo las pruebas adicionales solicitadas por el cliente, siempre y cuando no comprometan el correcto funcionamiento del producto final.

### 6.2. Entrega de documentación

Toda la documentación y los planos quedan elaborados en castellano, éstos últimos, son compatibles con el programa de autodesk Inventor, permitiendo realizar una construcción detallada de la pieza en 3

dimensiones en caso de requerir alguna consulta que no se aprecie bien en el resto del documento.

### 6.2.1. Recepción de documentación

Se administrará la documentación al cliente según los siguientes criterios:

- 3 semanas después del primer pago, se hará entrega de documentación que contendrá:
  - Objetivos de fabricación y plazos de ejecución.
  - Fechas de inspección.
  - Ensayos de calidad.
- 1 semanas antes de la entrega la lista de componentes electrónicos requeridos por la instalación y su esquema eléctrico.
- 3 semanas antes de la entrega los planos de elementos estructurales.
- Al realizar la entrega se adjunta el manual de uso, mantenimiento y seguridad de operaciones.
- 2 semanas después de la aceptación se entregan los manuales finales con las modificaciones pertinentes surgidas durante el periodo de aceptación.

## 7. Condiciones de uso

A continuación, se detallan las instrucciones de uso básicas, asegurando un buen funcionamiento del producto final.

### 7.1. Preparativos previos a operación

Antes de realizar cualquier operación de vuelo, posicionar el dron en zona llana, con un radio de despegue libre de al menos 3 metros de distancia, preservando la seguridad.

Activar las fuentes de potencia y verificar antes del despegue un giro de hélices uniforme, comprobar el correcto funcionamiento de los diferentes sensores que componen el dron (altímetro, giroscopio, cámara...).

## 7.2. Vuelo

Operar siempre con rachas de viento inferiores a 50 kilómetros por hora, por razones de seguridad.

Mantener siempre una distancia prudencial de 1,5 metros entre los brazos del dron y demás obstáculos dentro de la zona de trabajo.

Mientras el dron opere en el aire, tanto con carga como sin ella, verificar que nadie circule por debajo del mismo.

Se notificará el estado de la carga en todo momento desde la pantalla de control, en caso de que la carga descienda hasta 10% aterrizar para renovación de fuentes de alimentación.

## 7.3. Amarre de cargas

El amarre de la carga se realizará empleando las anillas diseñadas, situadas en los brazos.

Se amarrará la carga distribuida de manera simétrica en los puntos de amarre, haciendo uso mínimo de 3 de ellos, según la magnitud de carga a levantar, siempre sin superar los 50 kilogramos por anilla.

Se realizará una comprobación del correcto funcionamiento de las anillas, y una inspección visual del buen estado de las eslingas o cadenas empleadas antes del despegue y tras el aterrizaje, preservando siempre la seguridad de todas las operaciones.

## 7.4. Requisitos de almacenaje y transporte

El almacenamiento se realizará en una nave industrial, debido a las dimensiones finales del dron. Se tomará la medida cautelar de iniciar el dron cada 5 días en caso de estacionamiento prolongado, con la finalidad de

preservar el correcto funcionamiento del circuito electrónico y sus componentes, de igual manera, es recomendable cubrir el dron durante su almacenaje, a fin de evitar inclusión de impurezas en los motores, las ranuras de las baterías y otros componentes.

Por otro lado, las grandes dimensiones del dron restringen su transporte a vehículos especiales de carga dimensionada o camiones C de caja abierta, los cuales moverán el dron desde su punto de almacenaje hasta el área de trabajo siempre protegido de las inclemencias meteorológicas mediante una lona impermeable.

## 8. Mantenimiento

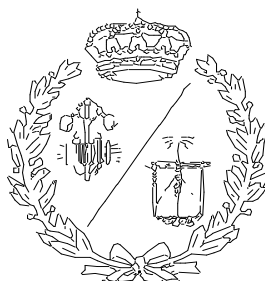
Este equipo será sometido a mantenimiento preventivo siguiendo las siguientes instrucciones:

- Inspección visual estructural cada 1.000 horas de trabajo, verificar el estado de componentes mecánicos en busca de defectos como grietas o golpes, así como estado de puntos de amarre, tornillería y uniones.
- Inspección visual de hélices cada 500 horas de trabajo, en caso de detectarse algún defecto superficial en alguna de ellas sustituir de manera inmediata.
- Parada de mantenimiento eléctrico cada 5.000 horas de trabajo, realizar una inspección visual del estado de cables, componentes, sustituir en caso de ser necesario, verificar estado de las baterías y sustituir en caso de ser necesario.
- Mantenimiento de motores eléctricos cada 6.000 horas de trabajo, desmontaje de motores, verificación de par máximo, potencia, temperatura de operación. En caso de mal funcionamiento sustituir por motor de mismas especificaciones.
- Mantenimiento del dron cada 10.000 horas, realización de pruebas de tiempo de vuelo, calibración y empuje máximo.



**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS  
INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN**

**UNIVERSIDAD DE CANTABRIA**



***Proyecto Fin de Grado***

## **DOCUMENTO V. PRESUPUESTO**

**Autor: Alejandro Tovar Ospitia**

**Tutores: Alberto Diez Ibarbia, J.F. López-Agudo Pérez**

**JULIO-2020**

## ÍNDICE

1.	Coste de materiales .....	1
1.1.	Material subcontratado .....	1
1.2.	Material eléctrico-electrónico comercial.....	2
1.3.	Elementos de unión .....	3
2.	Mano de obra.....	4
2.1.	Diseño y proyectos.....	4
2.2.	Montaje .....	5
3.	Resumen de costes del proyecto .....	6

## ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 2.1.	PRESUPUESTO PREVISTO PARA MATERIAL SUBCONTRATADO.....	1
TABLA 2.2.	PRESUPUESTO PREVISTO PARA MATERIAL ELÉCTRICO – ELECTRÓNICO.....	2
TABLA 2.3.	PRESUPUESTO TORNILLERÍA-UNIONES.....	3
TABLA 2.4.	COSTE DEL DISEÑO Y PROYECTOS. ....	4
TABLA 2.5.	PRESUPUESTO DE MONTAJE.....	5

## 1. Coste de materiales

### 1.1. Material subcontratado

Se recoge en este apartado el material terminado adquirido a proveedores externos y fabricado según especificaciones del proyecto, indicando su importe. Se detallan estos componentes en la Tabla 2.1.

*TABLA 2.1. PRESUPUESTO PREVISTO PARA MATERIAL SUBCONTRATADO.*

Elemento	Ud. Medida	Cantidad	Precio unitario (€)	Precio total (€)
Cuerpo principal	Pz.	1	1.218,56	1.218,56
Brazo	Pz.	6	675,26	4.051,56
Soporte motor periférico	Pz.	6	216,27	1.297,62
Guías soportes para baterías	Pz.	12	12,21	146,52
Amarres de carga	Pz.	6	310,00	1.860,00
Elementos de aterrizaje	Pz.	6	11,21	67,26
<b>Coste total de componentes subcontratados</b>				<b>8.641,52</b>

El coste total de adquisición de componentes fabricados por terceros asciende a: **ocho mil seiscientos cuarenta y un euros con cincuenta y dos céntimos de euro (8.641,52 €).**

**Santander, a 22 de agosto del 2020**

**Alejandro Tovar Ospitia**

## 1.2. Material eléctrico-electrónico comercial

Se incluye en este apartado el material eléctrico/electrónico comercial.  
La Tabla 2.2 detalla los componentes adquiridos.

*TABLA 2.2. PRESUPUESTO PREVISTO PARA MATERIAL ELÉCTRICO – ELECTRÓNICO.*

Elemento	Ud. Medida	Cantidad	Precio unitario (€)	Precio total (€)
Motores Mad M40 C30 PRO	Pz.	7	792,51	5.547,57
Hélices MAD FLUXER 47T	Pz.	7	233,61	1.635,27
Baterías 60v, 20 Ah	Pz.	7	189,47	1.326,29
Variador de velocidades ESC	Pz.	7	1.058,00	7.406,00
Cámara emisora	Pz.	1	72,19	72,19
Placa controladora de vuelo	Pz.	1	191,83	191,83
<b>Coste total de material eléctrico/electrónico</b>				<b>16.179,15</b>

El coste total de adquisición de material eléctrico/electrónico asciende a:  
**dieciséis mil ciento setenta y nueve euros con quince céntimos de euro (16.179,15 €).**

**Santander, a 22 de agosto del 2020**

**Alejandro Tovar Ospitia**

### 1.3. Elementos de unión

El presupuesto destinado a elementos de tornillería y uniones para el montaje de elementos estructurales del dron queda detallado en la Tabla 2.3.

*TABLA 2.3. PRESUPUESTO TORNILLERÍA-UNIONES.*

Elemento	Ud. Medida	Cantidad	Precio unitario (€)	Importe total (€)
Tornillo DIN 633 M10 X 16	Pz.	6	0,14	0,84
Tornillo DIN 633 M5 X 10	Pz.	6	0,12	0,72
Tornillo DIN 633 M5 X 6	Pz.	36	0,12	4,32
Adhesivo genérico fibra de carbono	Pz.	6	11,18	67,08
<b>Coste total de elementos de unión</b>				<b>72,96</b>

El coste total de adquisición de elementos de unión asciende a: **setenta y dos euros con noventa y seis céntimos de euro (72,96 €).**

**Santander, a 22 de agosto del 2020**

**Alejandro Tovar Ospitia**

## 2. Mano de obra

### 2.1. Diseño y proyectos

El importe asignado a diseño y proyectos se desglosa en la Tabla 2.4.

*TABLA 2.4. COSTE DEL DISEÑO Y PROYECTOS.*

Artículo	Ud. Medida	Cantidad (horas)	Precio unitario (€)	Importe total (€)
Comercial	hr.	12	36,00	432,00
Departamento de proyectos	hr.	25	53,00	1.325,00
Departamento de diseño	hr.	190	61,00	11.590,00
<b>Coste total diseño y proyectos</b>				<b>13.347,00</b>

El coste total presupuestado de diseño y proyectos asciende a: **trece mil trescientos cuarenta y siete euros (13.347,00 €).**

**Santander, a 22 de agosto del 2020**

**Alejandro Tovar Ospitia**

## 2.2. Montaje

Se detalla en la Tabla 2.5 el presupuesto destinado al montaje del dron.

*TABLA 2.5. PRESUPUESTO DE MONTAJE.*

Actividad	Ud. Medida	Cantidad (horas)	Precio unitario (€)	Importe total (€)
Proceso montaje 1	hr.	13,50	12,00	162,00
Proceso montaje 2	hr.	13,50	10,00	135,00
Proceso montaje 3	hr.	27,00	26,00	702,00
Proceso montaje 4	hr.	13,50	23,00	310,50
Proceso montaje 5	hr.	27,00	25,00	675,00
Atornillado	hr.	5,00	10,00	50,00
Taller general	hr.	5,50	20,00	110,00
Montaje eléctrico	hr.	139,00	30,00	4.170,00
<b>Coste total montaje</b>				<b>6.314,50</b>

El importe del montaje asciende a: **seis mil trescientos catorce euros con cincuenta céntimos de euro (6.314,50 €).**

**Santander, a 22 de agosto del 2020**

**Alejandro Tovar Ospitia**

### 3. Resumen de costes del proyecto

Importe de materiales	24.893,63 €
Importe de mano de obra	19.661,50 €
<b>Total costes directos</b>	<b>44.555,13 €</b>
<b>Administración y gestión (7% s/C. Directos)</b>	<b>3.118,86 €</b>
<b>Beneficio industrial (17% s/C. Directos y Adm.)</b>	<b>8.104,58 €</b>
<b>Coste total</b>	<b>55.778,57 €</b>
<b>I.V.A aplicable (21%)</b>	<b>11.713,50 €</b>
<b><u>Coste total dron</u></b>	<b><u>67.492,07 €</u></b>

El importe del proyecto y construcción del dron asciende a: **sesenta y siete mil cuatrocientos noventa y dos euros con siete céntimos de euro (67.492,07 €).**

**Santander, a 22 de agosto del 2020**

**Alejandro Tovar Ospitia**